

ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
ИНСТИТУТ АСТРОНОМИИ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР: ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ И ПРАКТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ УГРОЗЫ

**МОСКВА
ИКИ РАН**

17–19 апреля 2019 года

СБОРНИК ТРУДОВ

Под редакцией
Л. М. Зеленого, Б. М. Шустова

Серия «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

**МОСКВА
ИКИ РАН
2019**

Рецензенты:

д-р техн. наук *С. С. Вениаминов*, д-р техн. наук *А. П. Лукьянов*,
д-р физ.-мат. наук *В. В. Сидоренко*, канд. физ.-мат. наук *П. А. Левкина*,
канд. физ.-мат. наук *И. В. Усовик*, канд. физ.-мат. наук *К. С. Федяев*

Space Debris: Fundamental and Practical Aspects of the Threat
IKI RAN, Moscow, April 17–19, 2019

Proceedings

Eds. L. M. Zelenyi, B. M. Shustov

Proceedings of the conference “Space debris: fundamental and practical aspects of the threat”, organized and held on April 17–19, 2019 at the Institute of Space Research and the Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, covers the main aspects of the space debris problem:

- modern and promising methods and means of observing space debris in the near-Earth space;
- cataloging of artificial objects: databases of satellites and space debris, information systems;
- simulation of the evolution of space debris population: the problem of the accuracy of prognosis in the near-Earth space in general and in some areas of interest;
- ways to reduce the contamination of near-Earth space: modern and promising approaches to prevent and/or decrease the contamination, methods of preventing collisions with debris and protection of spacecraft;
- some of the issues of internal and international cooperation, and legal issues.

More information about the conference can be found on the website www.agora.guru.ru/spacedebris2019.

The proceedings is expected to attract interest of the professional community, as well of space science amateurs.

Всероссийская научная конференция с международным участием
Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы
ИКИ РАН, Москва, 17–19 апреля 2019 г.

Сборник трудов

Под ред. Л. М. Зеленого, Б. М. Шустова

Сборник трудов конференции «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы», организованной Институтом космических исследований РАН (ИКИ РАН) и Институтом астрономии РАН (ИНАСАН) и проведённой 17–19 апреля 2019 г. в ИКИ РАН, охватывает основные аспекты проблемы космического мусора:

- современные и перспективные методы и средства наблюдений космического мусора в околоземном космическом пространстве;
- каталогизация искусственных объектов: базы данных искусственных спутников Земли и космического мусора, информационные системы;
- моделирование эволюции объектов космического мусора: проблема точности прогнозов общей обстановки в околоземном космическом пространстве и в отдельных его областях;
- пути уменьшения засорённости околоземного космического пространства: современные и перспективные возможности борьбы с техногенным загрязнением околоземного пространства, методы предотвращения столкновений с фрагментами космического мусора и защита космических аппаратов;
- некоторые вопросы внутрироссийской координации и международного сотрудничества, правовые вопросы.

Более полную информацию о конференции можно найти на сайте www.agora.guru.ru/spacedebris2019.

Сборник рассчитан на интерес со стороны профессионального сообщества, а также на подготовленных любителей космической науки.

Серия «Механика, управление и информатика»

ПРЕДИСЛОВИЕ

Актуальность проблемы космического мусора (КМ) в современном мире постоянно и интенсивно растёт. Для изучения и разработки методов парирования этой космической опасности в России необходима консолидация имеющихся сил и средств и развитие новых. Одним из важных шагов на этом пути было проведение первой всероссийской конференции по данной проблеме с всеобъемлющей повесткой и широким представительством российских исследовательских организаций, занимающихся тематикой космического мусора. Всероссийская конференция «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы» была проведена 17–19 апреля 2019 года в Институте космических исследований РАН. Конференция была организована Институтом астрономии РАН и Институтом космических исследований РАН при поддержке Министерства высшего образования и науки Российской Федерации.

Пять секций конференции были посвящены следующим направлениям исследований:

- современные и перспективные методы и средства наблюдений космического мусора в околоземном космическом пространстве;
- каталогизация искусственных объектов: базы данных ИСЗ и КМ, информационные системы;
- моделирование эволюции объектов космического мусора: проблема точности прогнозов общей обстановки в околоземном космическом пространстве и в отдельных его областях;
- пути уменьшения засорённости околоземного космического пространства: современные и перспективные возможности борьбы с техногенным загрязнением околоземного пространства, методы предотвращения столкновений с фрагментами космического мусора и защита космических аппаратов;
- вопросы внутрироссийской координации и международного сотрудничества, правовые вопросы.

Каждую секцию вели председатели секций — известные российские специалисты. Они вошли в состав группы рецензентов настоящего сборника. Кроме того, в состав этой группы вошли молодые специалисты П. А. Левкина и К. С. Федяев, которые весьма полезно работали по редактированию сборника.

В конференции приняли участие более 150 человек из 48 научных и ведомственных организаций России. В ходе трёхдневной плотной работы секций были представлены 67 устных докладов. Обязательного требования публикации докладов не было, но возможность опубликовать результаты своих исследований использовали многие докладчики практически по всем направлениям работы конференции.

К сожалению, в сборнике не представлены немногочисленные доклады по очень важному направлению — вопросам внутрироссийской координации и международного сотрудничества. Это не случайно. Приходится признать, что экспертов данного профиля у нас в стране очень мало, а подготовка специалистов по космическому праву пока что поставлена весьма слабо. Уже в период редактирования сборника появились сведения, что Российская академия наук

и Министерство иностранных дел Российской Федерации начали совместную работу по усилению участия российских учёных и специалистов в деятельности наиболее влиятельных международных организаций, занимающихся проблемой КМ. Кроме того, намечено специальное заседание Совета по космосу РАН по этому направлению.

Конференция была признана участниками успешной. Одним из решений конференции было в будущем проводить такие мероприятия на регулярной основе.

Сопредседатели Программного комитета конференции

академик РАН *Л. М. Зеленый*
член-корр. РАН *Б. М. Шустов*

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
<i>Шустов Б. М.</i> О фундаментальных исследованиях по проблеме космического мусора	7
<i>Оголев А. В., Морозов С. В.</i> Анализ засорённости околоземного космического пространства объектами техногенного происхождения и их влияние на функционирование космических аппаратов	15
<i>Адушкин В. В., Аксенов О. Ю., Вениаминов С. С., Козлов С. И., Дедус Ф. Ф.</i> О популяции мелкого космического мусора, её влиянии на безопасность космической деятельности и экологию Земли	20
<i>Вениаминов С. С., Ключников В. Ю., Логинов С. С.</i> Обзор методов противодействия техногенному засорению околоземного космического пространства и его снижения	33
<i>Афанасьева И. В., Мурзин В. А., Ардиланов В. И., Иващенко Н. Г., Притыченко М. А., Борисенко А. Н.</i> Высокоскоростное малошумящее фотоприёмное устройство для наземных наблюдений объектов космического мусора	52
<i>Бабкин Ю. В.</i> Возможность использования радиолокационных станций как средств наблюдения за высокоорбитальными космическими объектами	58
<i>Богачёв С. А., Ерхова Н. Ф., Ульянов А. С., Холодилов А. А., Перцов А. А., Кузин С. В.</i> Возможности по регистрации космического мусора оптическими камерами, размещаемыми на спутниках типа кубсат	63
<i>Бондарь С. Ф., Иванов Е. А., Плахута А. С., Каткова Е. В.</i> Метод первичного обнаружения космических объектов в околоземном космическом пространстве с использованием технологии «накопления со сдвигом»	70
<i>Кохирова Г. И., Бахтигараев Н. С.</i> Результаты исследований космического мусора по наблюдениям на телескопе Цейсс-1000 в обсерватории «Санглох»	78
<i>Кузнецов Э. Д., Вибе Ю. З., Гламазда Д. В., Кайзер Г. Т., Крушинский В. В., Попов А. А.</i> Оптические наблюдения космического мусора в Коуровской астрономической обсерватории Уральского федерального университета	84
<i>Левкина П. А., Бахтигараев Н. С., Чазов В. В.</i> Характеристики малоразмерных фрагментов космического мусора по данным поисковых наблюдений	90
<i>Молотов И. Е., Сун Р. Ю., Занг Ч., Баррес У. де Алмейда, Захваткин М. В., Титенко В. В., Стрельцов А. И., Мохнаткин А. В., Кокина Т. Н., Еленин Л. В.</i> Российско-китайские наблюдения фрагментов разрушения ракетной ступени «Центавр» — первый шаг к сети обсерваторий БРИКС	95
<i>Панасюк М. И., Липунов В. М., Свертилов С. И., Горбовской Е. С., Корнилов В. Г., Петров В. Л., Чазов В. В., Яшин И. В.</i> Мониторинг космического мусора в околоземном пространстве: опыт миссии «Ломоносов» и проект «Универсат-СОКРАТ»	103
<i>Шилов Л. Б., Федосеев А. А.</i> О работах АО «РКЦ «Прогресс» по вопросам методологии и средствам космического базирования для наблюдения космических объектов	110

<i>Шустов А. Е., Улин С. Е., Власик К. Ф., Грачев В. М., Дмитренко В. В., Кривова К. В., Новиков А. С., Утешев З. М., Чернышева И. В.</i>	
Гамма-спектрометрическая аппаратура для обнаружения радиоактивного космического мусора.	117
<i>Андреанов Н. Г., Иванов А. П., Иванов В. Н., Колесса А. Е., Лукьянов А. П., Радченко В. А.</i>	
Новый комплекс программ планирования, обработки результатов оптических наблюдений и ведения базы данных космических объектов	125
<i>Павлова Е. А., Захваткин М. В., Стрельцов А. И., Еленин Л. В., Жорниченко А. А., Воронаев В. А.</i>	
Обеспечение безопасности полётов высокоорбитальных космических аппаратов.	131
<i>Бахтигареев Н. С., Левкина П. А., Чазов В. В.</i>	
Особенности движения фрагментов космического мусора вблизи точки либрации 75° в.д.	139
<i>Коложа Ю. Ф.</i>	
Небесно-механическая интерпретация эволюции «облаков» космического мусора, образующихся при разрушении космических объектов на орбите.	144
<i>Кузнецов Э. Д., Белкин С. О.</i>	
О флипах орбит космического мусора в области глобальных навигационных спутниковых систем под действием светового давления	157
<i>Афанасьева Т. И., Гридчина Т. А., Коложа Ю. Ф., Лаврентьев В. Г.</i>	
Выбор орбит захоронения для крупноразмерного космического мусора и исследование их долговременной эволюции в разных областях околоземного пространства.	163
<i>Баркова М. Е.</i>	
Способ утилизации космического мусора непосредственно на орбите.	171
<i>Грудин Д. В., Мельников Е. К.</i>	
Методы и практическая реализация уклонений МКС и других функционирующих космических аппаратов от опасно сближающихся с ними объектов космического мусора	176
<i>Коваленко И. Д., Эйсмонт Н. А., Зеленый Л. М.</i>	
Проблема засорения высокоэллиптических орбит и орбит в окрестностях точек Лагранжа. Вариант решения для научных космических аппаратов	183
<i>Кудряшов А. В., Рукосуев А. Л.</i>	
Адаптивная оптика для задач уничтожения космического мусора	191
<i>Кузнецов И. И., Мухин И. Б., Снетков И. Л., Палашов О. В.</i>	
Схемы орбитальных лазеров для удаления космического мусора.	199
<i>Литвинов И. И.</i>	
Потенциальные возможности по коррекции орбит опасных космических тел излучением мощного лазера (на примере астероида Апофис).	207
<i>Новосельцев Д. А.</i>	
О возможности рациональной утилизации фрагментов околоземного космического мусора с использованием кинетических реактивных двигателей	217
<i>Синицына А. А., Беляева В. Д., Преображенский А. П., Львович Я. Е.</i>	
Моделирование и оптимизация систем утилизации космического мусора	230

О ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ ПО ПРОБЛЕМЕ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Б. М. Шустов

Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН), Москва, Россия

Дано краткое введение в проблему космического мусора. Основной акцент сделан на состоянии исследований по этой проблеме в России в сравнении с мировым уровнем. Подчёркивается необходимость совместной работы учёных и специалистов как прикладного, так и фундаментального профиля. Кратко перечислены некоторые вопросы, привлекающие внимание учёных и требующие развития междисциплинарного подхода.

Ключевые слова: космический мусор

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР КАК ОБЪЕКТ НАУКИ

Под космическим мусором (КМ) обычно подразумевают все неиспользуемые искусственные объекты, в основном в околоземном космическом пространстве (ОКП). К ним относятся вышедшие из строя спутники, отработавшие ступени ракет, а также фрагменты, образующиеся при их распаде и столкновениях. Все эти объекты являются опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты (КА), и главная опасность космического мусора — это угроза столкновений с рабочими КА, в результате чего последние могут выйти из строя. Ещё одна опасность, обусловленная КМ, связана с выпадением на нашу планету сошедших с орбиты крупных техногенных объектов. Особенно резонансными являются падения, сопровождающиеся угрозой химического поражения значительных территорий высокотоксичным топливом ракетных ступеней, а также падения с источниками ядерной энергии на борту.

Проблема космического мусора рассматривается как основной (в настоящее время) вид космической опасности (Шустов, 2019). Поэтому этой проблеме уделяется очень серьёзное внимание и посвящается большое количество научных публикаций (см., например, (Вениаминов, Червонов, 2012; Космический..., 2014a; Klinkrad, 2006)). Что касается исследований по тематике КМ, то важнейшая фундаментальная задача — это глубокое изучение факторов и процессов, составляющих суть проблемы, а также её значения для устойчивого развития человечества. В то же время важнейшая задача прикладной науки — своевременное выявление угроз, связанных с КМ, надёжная оценка рисков и разработка методов противодействия им. В любом случае проблема КМ — одна из важнейших научных проблем, стоящих перед человечеством.

Тематика исследований и конкретных работ по космическому мусору весьма обширна, что подтверждается широким спектром исследований, результаты которых были представлены на первой общероссийской конференции «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы», проведённой в апреле 2019 г. в Москве в Институте космических исследований РАН. Поэтому в настоящей работе, открывающей сборник трудов конференции, представляется разумным дать краткое введение в проблему.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОСМИЧЕСКОМ МУСОРЕ

Количество опасных объектов в ОКП измеряется уже миллионами. В таблице приведена широко принятая классификация объектов КМ по размеру, отмечены возможные последствия столкновений, а также указаны существующие методы защиты рабочих КА. Данные взяты из актуальных на январь 2019 г. материалов NASA (National Aeronautics and Space Administration).

Классификация объектов космического мусора

Класс объектов КМ по размеру	I 0,1–1 см	II 1–10 см	III >10 см
Количество объектов на всех высотах	130 млн	900 000	34 000
Количество объектов на низких орбитах	20 млн	500 000	23 000
Последствия столкновения с космическим аппаратом	Серьёзное повреждение КА	Серьёзное повреждение или уничтожение КА	Гарантированное уничтожение КА
Существующие методы защиты	Применение защитных экранов	Манёвр уклонения	Манёвр уклонения

Как видно из таблицы, количество объектов, потенциально способных вывести из строя работающий автоматический КА или пилотируемый корабль, достигает многих сотен тысяч, а объектов, могущих нанести космическому аппарату заметный ущерб, в тысячу раз больше.

Количество объектов КМ постоянно увеличивается. Основной вклад в этот процесс вносят, конечно же, США, Китай и Россия. Широко известная диаграмма (рис. 1) иллюстрирует динамику роста числа крупных объектов космического мусора, которые отслеживаются в системе постоянного мониторинга. Диаграмма адаптирована из доклада представителя NASA на 55-й сессии Научно-технического подкомитета Комитета ООН по мирному использованию космоса (Вена, февраль 2018 г.).

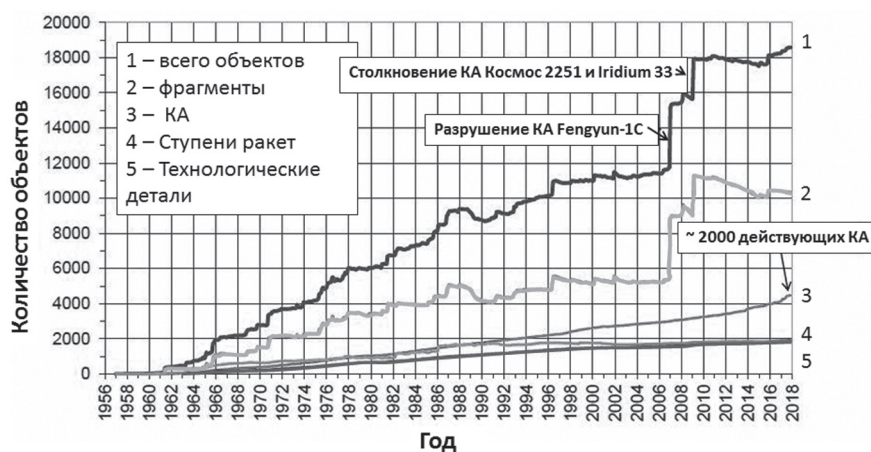


Рис. 1. Динамика увеличения числа крупных объектов космического мусора

На рис. 1 хорошо видны последствия крупных столкновений (разрушений), приведшие к скачкообразному росту количества объектов КМ. Помечены два конкретных события — намеренное разрушение Китаем китайского же КА Fengyun-1C и столкновение спутников «Космос-2251» и Iridium-33. По данным ГК «Роскосмос» современная частота разрушений КА составляет не менее одного случая в год. Недавние события (их вклад на рис. 1 не показан) подтверждают эту статистику:

- взрыв в августе 2018 г. блока ATLAS Centaur 2014-055B, резко (на четверть) увеличивший число опасных объектов на геопереходных орбитах (В. Агапов, доклад на конференции IAA Space Debris Committee meeting, Бремен, 29 сентября 2018 г.);
- намеренное разрушение Индией в марте 2019 г. собственного КА Microsat-R массой около 700 кг на орбите высотой 350 км (<https://www.space.com/india-tests-anti-satellite-weapon.html>);
- авария на геостационарной орбите, приведшая к выводу из строя крупного спутника Intelsat-29e (<http://www.intelsat.com/news/press-release/intelsat-29e-satellite-failure/>).

Можно отметить также незначительные спады численности КМ, видимые на рис. 1. Они обусловлены тем, что на низких орбитах работает механизм самоочищения, т. е. объекты сходят с таких орбит в нижние слои атмосферы, где разрушаются (сгорают). На самых низких орбитах высотой 200 км время схода измеряется днями или неделями. Но уже на орбитах высотой около 400 км время схода с орбиты крупных объектов составляет несколько лет, а на высотах 800 и более километров КА может находиться десятки — сотни лет. Так что уж очень надеяться на механизм самоочищения в ОКП не стоит. К тому же в ближайшем будущем ожидается резкий рост запусков коммуникационных «созвездий» КА (OneWeb, Samsung, Boeing, SpaceX, СФЕРА и т. д.) с общим количеством вновь запускаемых КА в десятки тысяч, и ситуация с нарастанием количества опасных объектов КМ станет ещё более серьёзной.

Рисунок 1 отражает лишь часть общей картины, ведь уверенно отслеживаются только самые крупные объекты космического мусора размером более 5...10 см на низких орбитах и более 30 см на высоких. При этом проводится мониторинг не всего ОКП, основное внимание уделяется наиболее засорённым орбитам, которые чаще всего используются для работы космических аппаратов. Это область низких орбит, в особенности солнечно-синхронных, геостационарные орбиты и область орбит навигационных искусственных спутников Земли.

Невозможно обнаружить и проводить постоянный мониторинг всех малоразмерных (но всё же опасных) объектов КМ. Для анализа их поведения применяются модели, описывающие структуру и динамику их численности (см., например, (Назаренко, 2013; Космический..., 2014б)). Особенно важный элемент таких моделей — описание процесса «саморазмножения» КМ вследствие столкновений. Наиболее обсуждаемый сценарий этого процесса описал в конце прошлого века эксперт NASA Д. Кесслер (Kessler, 1991). Согласно самому печальному варианту этого сценария, при превышении некоторой критической концентрации объектов космического мусора процесс его саморазмножения (даже при прекращении дальнейших запусков) начинает нарастать, что грозит полным прекращением космической деятельности.

Приведённое в начале статьи определение космического мусора вполне рабочее и устоявшееся, но здесь правильнее было бы использовать более точный термин — «техногенный космический мусор». Ведь в ОКП постоянно присутствует и естественный мусор, который также представляет определённую опасность для работающих КА. Собственно, обозначающий (космический) мусор английский

термин *debris* был введён и до сих пор используется в исследованиях структуры и эволюции населения малых тел Солнечной системы, в которых термин *debris disk* означает околозвёздный диск, состоящий из пыли и каменных обломков — «строительного мусора», оставшегося от стадии формирования планетной системы. Эту естественную составляющую (природный космический мусор) всегда нужно учитывать. На низких орбитах, а также в других областях концентрации КА (например, в области геосинхронных орбит), поток частиц техногенного космического мусора превышает природную составляющую. Но в других областях ОКП может превалировать поток объектов естественного происхождения (метеороидов, микрометеороидов, межпланетной пыли). То есть соотношение потоков техногенного и естественного мусора зависит от области рассмотрения. Как показал анализ микрократеров на поверхности солнечных панелей телескопа «Хаббл», поток очень маленьких (микронных) частиц, состоящих в основном из оксида алюминия (результат использования твёрдого топлива), на орбите телескопа превышает поток межпланетной пыли, но для частиц средних размеров преобладают микрометеороиды (по материалам ESA Post-Flight Impact Analysis of HST Solar Arrays-2002). В целом представление о зависимости числа объектов естественного происхождения от их размера (массы) в ближнем космосе даёт диаграмма на рис. 2, взятая из работы (Drolshagen et al., 2017). На этом рисунке показана сводная статистика (по многим экспериментам и моделям) кумулятивного числа столкновений объектов естественного космического мусора с Землёй (за год). Кумулятивное число означает количество столкновений для всех объектов больше заданного размера (массы).

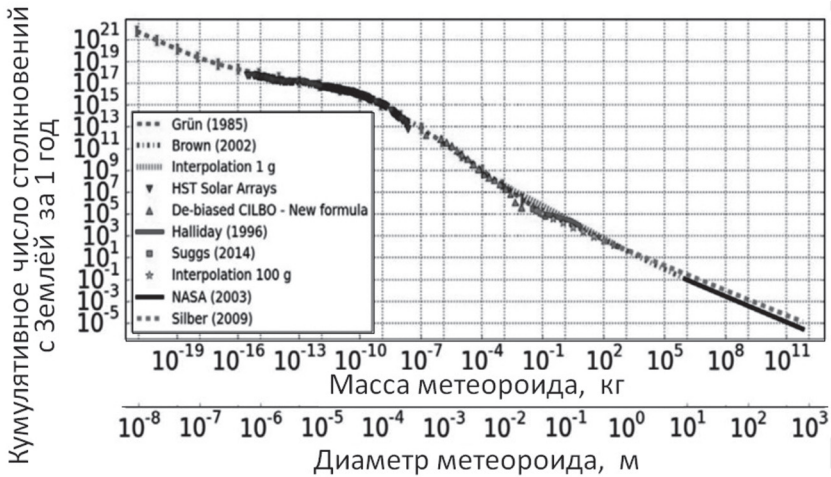


Рис. 2. Сводная статистика кумулятивного числа столкновений объектов естественного космического мусора с Землёй (в год)

Опасен ли этот естественный компонент, ведь столкновения с такими объектами не могут уничтожить космический аппарат? Ответ однозначен — да, опасен! Такие столкновения, даже не приводящие к пробоем стенок КА или панелей, при высоких скоростях наносят ущерб, подобный пескоструйной обработке поверхности, особенно солнечным панелям и оптике звёздных датчиков и научных приборов, которые не могут быть покрыты защитными материалами.

Космический мусор естественного происхождения существовал и будет существовать в течение всего периода жизни планеты Земля. Техногенный кос-

мический мусор образовался, образуется и будет образовываться в результате космической деятельности человечества. Проблема космического мусора пока ещё далека от решения. Мы находимся на стадии интенсивного её изучения, и роль науки здесь особенно значима. Можно выделить три основные направления исследований и работ по проблеме КМ: обнаружение и мониторинг объектов КМ, оценка рисков и разработка методов предотвращения засорения и очистки околоземного космического пространства (ОКП). Эти направления формулируются как типичные прикладные, но в каждом из них роль фундаментальных исследований весьма существенна, хотя и не всегда очевидна. Рассмотрим эти направления чуть подробнее именно с точки зрения возможного вклада фундаментальной науки в изучение и выработку методов парирования этой опасности.

ОБНАРУЖЕНИЕ И МОНИТОРИНГ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В настоящее время в качестве основных средств обнаружения и мониторинга объектов КМ используются радары (только для низкоорбитальной области ОКП) и оптические средства. В субмиллиметровом и микронном диапазонах размеров частиц КМ основным средством (апостериорной) регистрации частиц остаются датчики столкновений. В миллиметровом диапазоне средств наблюдения космического мусора нет, и даже датчики столкновений здесь неэффективны из-за малого числа таких событий в пересчёте на эффективную площадь детектора. На низких орбитах с современными радарными можно отслеживать объекты КМ размером от 1 см и даже меньше, однако они очень легко теряются из-за сложности точного прогнозирования их движения. На более высоких орбитах эффективны только оптические средства. Нижний порог размеров КМ для обнаружения такими средствами составляет, как отмечалось выше, 5...30 см в зависимости от высоты орбиты.

Наиболее полный спектр возможностей по обнаружению и мониторингу космического мусора имеют США, где основную программу по наблюдениям КМ осуществляет специальное управление NASA (NASA Orbital Debris Program Office) и действует большое число специализированных наблюдательных пунктов и инструментов. В их числе обсерватория NASA Orbital Debris Observatory, главный инструмент которой — ртутный телескоп апертурой 3 м (NASA-LMT). Стратегическое командование США (USSTRATCOM, United States Strategic Command) совместно с наблюдательными центрами Европейского союза ведут каталог известных орбитальных объектов, используя наземные радары и телескопы, а также телескопы космического базирования. Широко применяются радары TIRA, EISCAT (Европа), Goldstone, Haystack и радиолокатор с фазированной антенной решёткой CobraDane (США). Создана значительная система космического базирования для контроля ОКП, включая, естественно, наблюдения КМ на базе спутников SBV, BLOCK 10, ORS5, GSSAP (США), NEOSSAT, SAPHIRE (Канада).

В России в настоящее время наибольший вклад в наблюдения космического мусора дают средства, созданные и поддерживаемые «Роскосмосом», в частности, в рамках программы АСПОС (Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях). Наблюдения в рамках этой программы организованы на неплохом уровне, однако, к сожалению, в России пока нет радаров гражданского назначения, предназначенных для контроля малоразмерного космического мусора на низких орбитах. Отечественная система наблюдений КМ на аппаратах космического базирования также пока не создана. В наблюдениях объектов КМ, находящихся на высоких орбитах, главную роль играют оптические инструменты, и здесь вклад российских инструментальных комплексов значителен. В настоящее

время, в основном, используются оптико-электронные средства ГК «Роскосмос», АО «Астрономический научный центр», ПАО «МАК «Вымпел», привлекаемые средства РАН — Института прикладной математики им. М. В. Келдыша (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Института солнечно-земной физики СО РАН, Института астрономии. Роль исследовательских учреждений РАН и вузов в количественном выражении выглядит относительно скромно, но нужно отметить, что это, как правило, наблюдения самых сложных для обнаружения и мониторинга объектов. Так, в Институте астрономии РАН занимаются в основном наблюдениями малоразмерных объектов в зоне геосинхронных орбит с помощью довольно крупного телескопа Цейсс-2000. Стандартные средства «Роскосмоса» проводить такие наблюдения не позволяют.

Следует отметить существенный, причём на протяжении многих лет, вклад в наблюдения академической сети ISON (International Scientific Optical Network), поддерживаемой ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. Сеть оснащена, в основном, телескопами класса 50...70 см. В настоящем сборнике этим работам посвящена отдельная статья.

Как уже отмечалось выше, изучение и мониторинг космического мусора естественного происхождения ведётся, в основном, методом регистрации ударов метеорных тел с помощью датчиков, установленных на космических аппаратах. Датчики позволяют изучать плотность потока очень малых частиц массой $10^{-5}...10^{-15}$ г. В нашей стране и в мире накоплен большой опыт по регистрации таких частиц (см., например, (Сёмкин и др., 2009)), разрабатываются новые, всё более точные методы, основанные на изучении физики высокоскоростного удара.

ОЦЕНКА РИСКА

Риск, связанный с угрозой столкновения того или иного объекта с КМ, определяется вероятностью столкновения и его последствиями для космического аппарата. Расчёт вероятности конкретного столкновения требует хорошего знания элементов орбиты обоих объектов. Как правило, для большинства КА и, тем более, для объектов КМ точность определения положения на орбите в геоцентрической прямоугольной системе координат составляет несколько сотен метров. Понятно, что расчёт вероятности столкновений объектов, размеры которых на порядки величины меньше, представляет собой трудную задачу. Особенно сложно прогнозировать с высокой точностью движение объектов сложной формы, например, объектов с большим отношением площади к массе.

Изучение последствий столкновений — серьёзная научная проблема, относящаяся к физике высокоскоростного удара. Несмотря на огромное количество выполненных в разных странах лабораторных экспериментов (см. обзор работ российских исследователей в учебном пособии (Новиков, 2010)), позволивших выработать вполне эффективные рекомендации по снижению вредных последствий ударов, нельзя сказать, что здесь уже сделано всё возможное.

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ЗАСОРЕНИЯ И ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Ещё более широкое поле для применения научных методов обусловлено необходимостью решения важнейшей задачи по уменьшению засорённости ОКП. Выделяют пассивные и активные методы улучшения экологии ближнего космоса. Пассивные методы включают постоянный контроль объектов КМ и, что самое важное, реализацию мер и решений, позволяющих минимизировать количество

КМ при запусках и технологических экспериментах. Активные методы, предполагающие изменение орбит или, напротив, разрушение опасных объектов КМ, весьма разнообразны. Для объектов на высотах до 600...800 км разрабатываются методы, которые позволяют перевести опасный объект на более низкую орбиту с тем, чтобы он вошёл в атмосферу Земли и сгорел. Для объектов КМ на более высоких орбитах энергетически более выгодными оказываются методы увода объектов на орбиты захоронения.

В ряде стран, в том числе и в России, разрабатывается много различных технических решений, в числе которых: сборщик КМ, буксир для крупных объектов, средства увеличения миделевого сечения объектов КМ на низких орбитах (баллоны, «плавучие якоря» и т.д.), электродинамические тросовые системы, лазерные средства изменения орбиты КМ, пучковые средства и др. Некоторые из этих методов уже хорошо проработаны (например, буксир), другие, весьма перспективные, находятся на стадии исследований. В качестве примера из российской практики можно назвать лазерные методы увода объектов с помощью наземных лазеров и лазеров космического базирования, разрабатываемые, в частности, в Институте прикладной физики РАН, а также пучковые методы, разрабатываемые в Московском авиационном институте и в Институте ядерной физики имени Г. И. Будкера СО РАН.

Особый интерес представляет изучение возможностей использования материалов, из которых состоят объекты космического мусора, например, в качестве рабочего тела в электрических двигательных установках КА, которые сами и занимаются сбором КМ. В Федеральную космическую программу России на 2016–2025 гг. включено создание к 2025 г. «уборщика» мусора с геостационарных орбит «Ликвидатор». Однако сейчас судьба проекта неясна.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Можно сделать вывод, что проблема космического мусора является многоплановой. Её решение предполагает совместную работу ведущих российских исследователей как прикладного, так и фундаментально профиля. Ниже перечислены некоторые вопросы, привлекающие внимание учёных и требующие междисциплинарного подхода с участием геофизиков, физиков, механиков, баллистиков, специалистов по материалам, по методам работы с большими данными и т.д. (следует отметить также важную роль экспертов по космическому праву, но, к сожалению, в России их крайне мало):

1. Характеристики распределения естественного и техногенного КМ в ОКП и зависимость этого распределения от различных условий и факторов (вхождение в метеороидные потоки, солнечная активность и т.д.).
2. Модели населённости КМ и анализ условий реализации синдрома Кesslera.
3. Привлечение технологий и средств наблюдения, применяемых в астрономии: методы наблюдения очень слабых объектов (например, малоразмерных КА), методы точного прогноза движения объектов сложной формы, методы восстановления изображений космических объектов и т.д.
4. Развитие динамических моделей атмосферы.
5. Уточнение физики высокоскоростных ударов.
6. Физика и химия разрушений под действием космических факторов.
7. Новые принципы увода отработавших КА и КМ.
8. Уточнение физики атмосферных входов.
9. Новые подходы к утилизации КМ (например, перспективные принципы использования вещества КМ в двигателях КА).

10. Развитие технологии Больших данных (BigData) для решения задач КМ.
11. Изучение проблемы мусора на других телах Солнечной системы (мусор в окололунном пространстве и на Луне, мусор, появляющийся при разработке космических ресурсов и при отражении астероидной опасности, и т. д.).
12. Роль фактора КМ в моделях устойчивого развития космической деятельности.

Отметим, что некоторые перечисленные темы не были упомянуты выше в этом кратком введении. Другие важные темы не вошли в список просто из-за профессиональных пристрастий автора. Однако многие рассматриваемые, упоминаемые или даже не упоминаемые здесь аспекты проблемы являются темой более детального рассмотрения в работах, опубликованных в данном сборнике.

ЛИТЕРАТУРА

- Вениаминов С. С., Червонов А.* Космический мусор — угроза человечеству. М.: ИКИ РАН, 2012. 192 с.
- Космический мусор. В 2-х кн. Кн. 1. Методы наблюдений и модели космического мусора (2014а) / ред. Райкунов Г. Г. М.: Физматлит, 2014. 244 с.
- Космический мусор. В 2-х кн. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора (2014б) / ред. Райкунов Г. Г. М.: Физматлит, 2014. 188 с.
- Назаренко А. И.* Моделирование космического мусора. М: ИКИ РАН, 2013. 216 с.
- Новиков Л. С.* Воздействие твёрдых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты: учеб. пособие. М: Университетская кн., 2010. 104 с.
- Сёмкин Н. Д., Воронов К. Е., Пияков А. В.* и др. Регистрация космической пыли искусственного и естественного происхождения // Прикладная физика. 2009. № 1. С. 86–102.
- Шустов Б. М.* О роли науки в изучении и парировании космических угроз // Вестн. РАН. 2019. Т. 89. № 8 (в печати).
- Drolshagen D., Koschny D., Drolshagen S.* et al. Mass accumulation of earth from interplanetary dust, meteoroids, asteroids and comets // Planetary and Space Science. 2017. V. 143. P. 21–27.
- Kessler D. J.* Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit // Advances in Space Research. 1991. V. 11. Iss. 12. P. 63–66.
- Klinkrad H.* Space Debris. Models and Risk Analysis. Springer, 2006. 430 p.

ABOUT FUNDAMENTAL RESEARCH ON SPACE DEBRIS PROBLEM

B. M. Shustov

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN), Moscow, Russia

A brief introduction into the problem of space debris is given. The main emphasis is made on the state of art in research on this problem in Russia in comparison with the world level. The need for collaboration of scientists and experts of applied and basic profiles is emphasized. Some issues that attract the attention of scientists and require an interdisciplinary approach are discussed.

Keywords: space debris

Shustov Boris Mikhailovich — science director of the Institute, doctor of science, prof., bshustov@inasan.ru

АНАЛИЗ ЗАСОРЁННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ОБЪЕКТАМИ ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. В. Оголев, С. В. Морозов

15-я армия Воздушно-космических сил особого назначения (15 А ВКС ОсН)

В статье рассказывается о текущей обстановке по засорению околоземного космического пространства объектами техногенного происхождения, являющимся следствием космической деятельности человечества. Отражены основные источники космического мусора на околоземных орбитах. Приводятся примеры воздействия объектов космического мусора на функционирующие космические аппараты и станции, показывается статистика наблюдений околоземного космического пространства средствами отечественной системы контроля космического пространства.

Ключевые слова: космический мусор, источники космического мусора, разрушения космических объектов, опасность космического мусора

Проблема засорённости космического пространства на сегодняшний день очевидна, и об этом уже много написано трудов, но, вместе с тем, рассмотрим эту проблему с точки зрения тех, кто непосредственно применяет отечественную систему контроля космического пространства.

При выводе на околоземную орбиту космических объектов (КО) помимо полезной нагрузки в космосе остаются побочные элементы выведения (<https://vtorothody.ru/musor/kosmicheskij.html>). Большинство из них остаются в ближней операционной космической зоне. И, как показывает статистика, эти космические объекты особо подвержены разрушениям. Большую проблему представляют ракетные ступени и разгонные блоки: отечественные «Бриз», «Фрегат», ДМ, американские ДЦСС, «Центавр», «Титан», французские «Ариан» (<https://vtorothody.ru/musor/kosmicheskij.html>). Оказавшись на орбите, они взрываются под воздействием внешних факторов. Остатки топлива в баках воспламеняются и разносят конструкцию на сотни и тысячи фрагментов, которые хаотично и с огромными скоростями разлетаются на большие площади (Модель..., 2007). Только за 2018 г. зафиксировано восемь фактов разрушения космических объектов без явных признаков внешнего воздействия, после чего образовалось более 900 только крупных обломков, регистрируемых наземными средствами контроля (Информационный..., 2018). Все разрушенные объекты относятся к категории ступеней ракет-носителей и разгонных блоков.

Последний по времени (на момент написания статьи) пример: 12 апреля текущего года было зафиксировано разрушение разгонного блока США «Центавр» с образованием 20 зафиксированных фрагментов разрушения (Министерство..., 2019).

Необходимо отметить, что более 40 % всего космического мусора является следствием разрушения крупных объектов на околоземных орбитах (Новиков, 2009).

Как показано на рис. 1 (см. с. 16), лидерами по количеству космического мусора являются США, Россия и Китай. В настоящее время только две страны, Россия и США, имеют возможность и отслеживают всё околоземное космическое пространство в плане техногенного засорения с опорой на свои

Оголев Антон Владимирович — начальник отдела

Морозов Сергей Викторович — офицер отдела, serj090@yandex.ru

национальные системы контроля космического пространства. В каталогах таких систем России и США на сегодняшний день содержится информация о более чем 40 000 объектов.

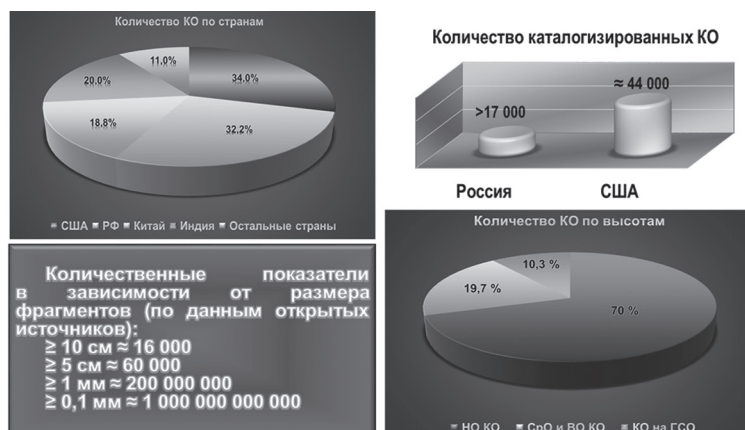


Рис. 1. Распределение космического мусора по принадлежности, размеру, высотам и общее количество каталогизированных космических объектов

Из общего числа порядка 70 % объектов находятся на низких околоземных орбитах и около 30 % — на средних и высоких околоземных орбитах. И это лишь незначительная часть космических объектов, которые удаётся обнаружить, отследить и занести в специальные каталоги.



Рис. 2. Статистические данные о зафиксированных опасных сближениях отечественных КА с объектами космического мусора и о количестве каталогизированных и сгоревших КО за последнее десятилетие

Как показано на рис. 2, статистика наблюдений за последние шесть лет по сближению объектов космического мусора с отечественными космическими аппаратами отчётливо демонстрирует их увеличение. И нужно отметить, что, например, в 2010 г. было выявлено только четыре опасных сближения, а в 2018-м

уже 23 (Модель..., 2007). Количество КО, каталогизированных отечественной системой контроля космического пространства, также показывает их стабильное увеличение, за исключением 2015 г., что явилось следствием малого количества вновь запущенных и относительно большим количеством сгоревших космических объектов. При текущем темпе увеличения космического мусора через два-три десятка лет ситуация может сильно ухудшиться (<https://nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris>; <https://vtorothody.ru/musor/kosmicheskij.html>).

Также не стоит забывать о потенциальной угрозе возникновения международных конфликтов. Увеличение количества мелких фрагментов, не регистрируемых наземными средствами, приведёт к тому, что вскоре трудно будет определить причину выхода из строя или уничтожения спутника: то ли это будет происходить из-за обломков мусора, то ли к этому «приложит руку» другое государство. Вполне может сложиться такая ситуация, что при дрейфе одного космического аппарата мимо другого, иностранного, второй может выйти из строя под воздействием мелких фрагментов космического мусора, а отсутствие информации о реальной причине выхода иностранного космического аппарата из строя может спровоцировать необоснованные обвинения в атаке на вышедший из строя аппарат и привести к весьма серьёзным последствиям вплоть до вооружённых конфликтов.

Если проанализировать случаи столкновений действующих космических аппаратов, станций и шаттлов с космическим мусором, также будет отчётливо видна тенденция к их учащению.

Первые события столкновений КО начали регистрировать в 1980-х гг. Так, в 1983 г. маленькая песчинка (диаметром около 0,2 мм) оставила серьёзную трещину на иллюминаторе шаттла (углубление диаметром около 0,4...0,7 мм) (Новиков, 2009). Всего за время полётов многоразовых космических кораблей было обнаружено более 170 следов от столкновений на иллюминаторах и потребовалось более 70 замен иллюминаторов между полётами.

Подобные столкновения происходят и в настоящее время на Международной космической станции.

В июле 1996 г. на высоте около 660 км французский спутник Cerise («Церайс») столкнулся с фрагментом третьей ступени французской ракеты Ariane («Ариан»). Спутник пострадал, но сохранил свою работоспособность (Новиков, 2009).

В июне 2003 г. произошло столкновение космического аппарата США АМЦ-9 с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите (ГСО), в результате чего аппарат утратил работоспособность. В плоскости орбиты космического аппарата с некоторыми отклонениями по параметрам до настоящего времени наблюдаются его обломки.

В марте 2006 г. произошло столкновение космического аппарата «Экспресс-АМ-11» на ГСО с космическим мусором, в результате которого произошла разгерметизация жидкостного контура системы терморегулирования. Космический аппарат получил значительный динамический импульс на вращение, потерял ориентацию в пространстве и перешёл в неконтролируемый полёт. Дальнейшее применение по назначению оказалось невозможным.

В феврале 2009 г. коммерческий спутник американской компании спутниковой связи Iridium («Иридиум»), выведенный на орбиту в 1997 г., столкнулся на встречных курсах с российским спутником связи «Космос-2251», запущенным в 1993 г. и выведенным из эксплуатации в 1995 г. (Новиков, 2009; <https://vtorothody.ru/musor/kosmicheskij.html>). Их относительная скорость движения составляла порядка 14...16 км/с. В результате столкновения образовалось большое облако осколков, впоследствии распределившихся в большом объёме пространства.

В ноябре 2010 г. один из спутников системы ГЛОНАСС (глобальная навигационная спутниковая система), находящийся на средней круговой орбите

высотой около 19 500 км, столкнулся с мелким фрагментом космического мусора, в результате чего произошла разгерметизация корпуса и дальнейшее его применение по назначению оказалось невозможным. Схожая ситуация произошла и в апреле 2015 г. с ещё одним спутником системы ГЛОНАСС.

В январе 2013 г. российский научный малоразмерный космический аппарат VLITS (ball of the lens in the Space — сферическая линза в космосе, «Блиц»), запущенный в 2009 г., на высоте 800 км столкнулся с фрагментом космического мусора. Сила удара была такова, что космический аппарат разрушился на части.

В марте 2016 г. японский космический телескоп «Хитоми» (Hitomi), находящийся на низкой круговой орбите высотой 575 км, в результате столкновения с космическим мусором получил значительные повреждения и полностью утратил работоспособность.

Помимо столкновений на околоземных орбитах, значительный вклад в увеличение количества космического мусора вносит проведение экспериментов по борьбе с космическими средствами.

С 1968 по 1985 г. США и СССР проводили испытания противоспутникового оружия. К 1990 г. около 7 % отслеживаемого мусора было создано в результате 12 подобных испытаний.

В январе 2007 г. на высоте 865 км китайская противоспутниковая ракета уничтожила отработавший свой срок китайский спутник «Фэнъюнь-1-3», столкнувшись с ним встречным курсом. В результате появилось множество новых обломков, разлетевшихся на высоты до 2000 км.

В феврале 2008 г. на высоте 250 км зенитная управляемая ракета США «Стандарт-3» (RIM-161 Standard Missile 3 (SM-3)) уничтожила неисправный спутник, имеющий в баках около 400 кг ядовитого топлива (несимметричный диметилгидразин). Из-за небольшой высоты большинство осколков относительно быстро вошло в атмосферу.

В марте 2019 г. Индия в ходе испытаний противоспутникового оружия сбила собственный космический аппарат «Микросат-Р» (Microsat-R) на высоте около 300 км. Средствами отечественной системы контроля космического пространства наблюдается более 150 фрагментов разрушения, разлетевшихся на высоты до 800 км (Министерство..., 2019). Ввиду небольшой высоты космического аппарата большая часть фрагментов достаточно быстро войдёт в плотные слои атмосферы, но часть из них останется в космосе на десятки лет.

Исходя из вышеизложенного становится очевидно, что проблема космического мусора сегодня актуальна как никогда и решать её необходимо оперативно, консолидировано и вдумчиво.

В связи с этим целесообразно выполнение следующих мероприятий:

1. Приоритетной задачей организаций, заинтересованных в безопасности космической деятельности, следует считать объединение усилий в интересах создания единой структуры (национального или международного космического центра) федерального или международного уровня с наделением её следующими полномочиями:
 - создание нормативно-правовой базы, регламентирующей федеральную и международную космическую деятельность;
 - создание и поддержание в актуальном состоянии информационной базы о космической обстановке, объединяющей информационные ресурсы всех федеральных и международных организаций, осуществляющих космическую деятельность, с выдачей информации потребителям в интегрированной информационной сети, обеспечивающей непрерывное и устойчивое взаимодействие с источниками и потребителями информации;

- практическая реализация и контроль соблюдения требований документов в космической сфере.
2. Дальнейшее развитие отечественной системы контроля космического пространства необходимо проводить по следующим направлениям:
- устранение проблемы локализации географического размещения средств отечественной системы контроля космического пространства территорией Российской Федерации;
 - модернизация существующих и введение перспективных образцов специализированных средств для обеспечения решения задачи обнаружения и распознавания космических объектов меньших размеров;
 - создание космического сегмента системы контроля космического пространства, обеспечивающего ведение непрерывного и независимого от метеорологических условий контроля околоземного космического пространства.

ЛИТЕРАТУРА

- Модель космоса: Научно-информационное издание. В 2-х т. / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
- Новиков Л. С.* Воздействие твёрдых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты: учеб. пособие. М.: Университетская кн., 2009. 104 с.
- Информационный бюллетень об освоении околоземного космического пространства иностранными государствами и международными организациями в 2018 году [Текст]: стеногр. космической деятельности: бюллетень / Главный центр разведки космической обстановки. Ногинск: ГЦ РКО, 2019. Ненумер. вып. 3. 178 с.
- Министерство обороны Российской Федерации. Главный центр разведки космической обстановки [Текст]: общая обстановка в околоземном космическом пространстве: бюллетень / Главный центр разведки космической обстановки. Ногинск: ГЦ РКО, 2019. № 3–4. 40 с.

ANALYSIS OF DEBRIS OF NEAR-EARTH SPACE OBJECTS OF TECHNOGENIC ORIGIN AND THEIR IMPACT ON THE FUNCTIONING OF SPACECRAFT

A. V. Ogolev, S. V. Morozov

15 army Aerospace special forces (15 A ASF)

The article describes the current situation in the littering of near-Earth space by objects of technogenic origin, which are a consequence of the space activity of mankind. The main sources of space debris in near-earth orbits are reflected, statistics of observations of near-Earth space by means of the national system for monitoring space.

Keywords: space debris, sources of space debris, destruction of space objects, danger of space debris

Ogolev Anton Vladimirovich — head of department

Morozov Sergey Victorovich — department officer, serj090@yandex.ru

О ПОПУЛЯЦИИ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ЕЁ ВЛИЯНИИ НА БЕЗОПАСНОСТЬ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И ЭКОЛОГИЮ ЗЕМЛИ

В. В. Адушкин¹, О. Ю. Аксенов², С. С. Вениаминов², С. И. Козлов¹, Ф. Ф. Дедус³

¹ Институт динамики геосфер РАН (ИДГ РАН)

² Научно-исследовательский испытательный центр Центрального научно-исследовательского института войск воздушно-космической обороны Минобороны России (НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО РФ)

³ Военный инновационный технополис (ВИТП)

Оцениваются количество, масса и динамика популяции мелкого космического мусора в низкоорбитальной области, а также последствия (с точки зрения прогрессирующего продолжения засорения космоса) реализации планов развёртывания здесь многоаппаратных коммуникационных космических систем. Последнее делает исследование этой области особенно актуальным. Рассматриваются различные аспекты последствий техногенного засорения околоземного космоса, особенности опасности со стороны мелкого космического мусора для космической деятельности и экологии Земли и околоземного пространства в сравнении с опасностью со стороны крупного мусора. Отмечается существенный недостаток полных и надёжных сведений о мелком космическом мусоре из-за дефицита средств, способных его наблюдать.

Ключевые слова: космический объект, космический мусор, космическая деятельность, столкновения, опасность, каскадный эффект, экология, противодействие засорению

Главное негативное последствие освоения космоса — его прогрессирующее засорение техногенными продуктами, сопутствующими космической деятельности. Показателен следующий факт. Более чем за 60 лет космической эры было осуществлено свыше 5000 запусков ИСЗ, и только 10 из них породили одну треть каталога космических объектов (КО) (на 95 % состоящего из космического мусора (КМ)). Но самое драматичное и красноречивое в том, что *из этой десятки шесть приходятся на последние 10–15 лет.*

О последствиях засорения околоземного космического пространства (ОКП) крупным, каталогизированным КМ говорилось достаточно много, а вот опасность мелкого часто игнорируется, а именно с ним связаны наиболее сложные проблемы. Получению более полного представления о последнем (о его количестве, составе, распределении в пространстве, динамике и опасности) препятствуют, по крайней мере, два фактора: явная недооценка опасности мелкого КМ и дефицит соответствующих измерений, являющийся прямым следствием нехватки средств, способных его наблюдать.

В оценках опасности мелкого КМ следует отталкиваться не столько от массы, сколько от количества и скорости частиц, точнее от её квадрата, и ряда других особенностей мелкого КМ и его контроля. Например, в отличие от мелкого КМ, многие отработавшие космические аппараты (КА) уводятся с рабочих орбит в плотные слои атмосферы и затем сгорают, чего пока нельзя сделать с мелким КМ, особенно на сравнительно высоких орбитах (Адушкин и др., 2018; Вениаминов, 2013; Воздействие..., 2016).

Адушкин Виталий Васильевич — гл. науч. сотр., акад. РАН, adushkin@idg.chph.ras.ru

Аксенов Олег Юрьевич — начальник НИИЦ, д-р техн. наук, проф., aks974@ya.ru

Вениаминов Станислав Сергеевич — ст. науч. сотр., д-р техн. наук, проф., sveniami@gmail.com

Козлов Станислав Иванович — вед. науч. сотр., д-р техн. наук,

ст. науч. сотр., s_kozlov@inbox.ru

Дедус Федор Флоренцевич — вед. науч. сотр., канд. техн. наук,

ст. науч. сотр., fdedus@gmail.com

На рис. 1 представлено (по данным многолетних наблюдений, анализа поверхностей возвращённых из космоса КО, лабораторных исследований, экспериментов и моделирования (Назаренко, 2013; Gleghorn et al., 1995; Liou, 2009)) изменение количества КМ в ОКП с 1957 по 2018 г. Из него следует, что происходит прогрессивное засорение космоса во всех диапазонах размеров КМ. Кривая 6 представляет динамику образования мелкого КМ (размером 1...2,5 мм в диапазоне высот 400...2000 км), а кривая 7 — остающееся количество после частичного его сгорания (в среднем 10 % в год). (Кривые 6 и 7 публикуются впервые.) Нелинейность изменения количества сгорающего КМ во времени объясняется 11-летними циклами вариаций солнечной активности.

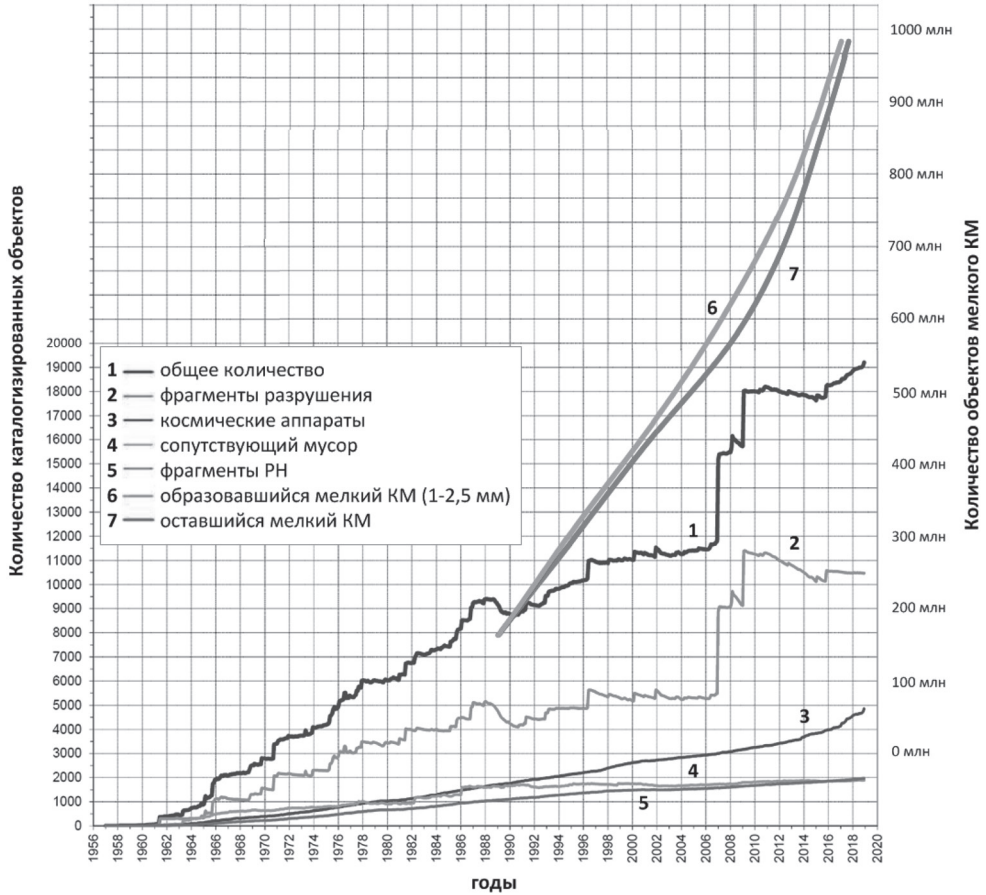


Рис. 1. История засорения ОКП (в том числе мелким КМ размером 1...2,5 мм) с 1957 по 2019 г.

На основе этих данных можно рассчитать, по крайней мере ориентировочно, нарастание массы мелкого КМ в ОКП на фоне роста массы крупных КО (рост массы крупных КО приводится из (Orbital..., 2018)). Спектральный анализ кратеров на поверхности КА от столкновений с КМ показывает, что состав КМ включает чуть ли не всю таблицу Менделеева. Однако в основном КМ состоит из алюминия. Значительно меньше в нём кальция, магния, титана, железа, меди, олова, свинца, никеля, хрома, серебра, золота, прочих металлов, кремния, композитных

материалов и пластмасс (Bernhard et al., 1993). Исходя из известных оценок их пропорции и полагая условную среднюю плотность частиц КМ равной 3 г/см^3 (у алюминия — $2,7 \text{ г/см}^3$), получим для фракции КМ размером 1...2,5 мм только в низкоорбитальной области (для высот от 400 до 2000 км) кривую изменения суммарной массы, представленную на рис. 2 (кривая 6).

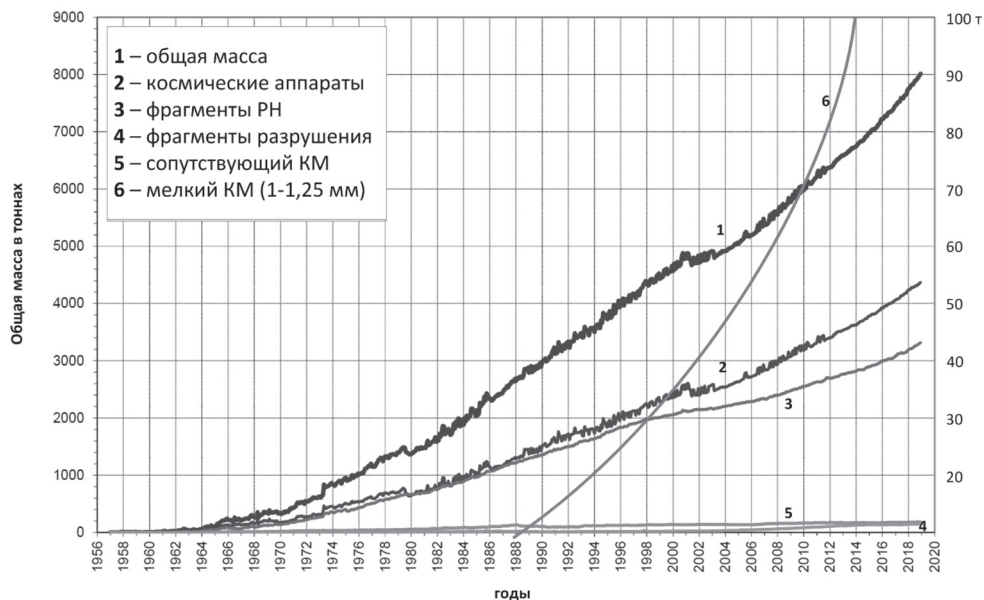


Рис. 2. Изменение (рост) суммарной массы КМ

Как видно из графиков на обоих рисунках, нарастание количества и массы мелкого КМ происходит стремительнее, чем крупного (в обоих случаях в среднем экспоненциально). Если в 1994 г. масса мелкого КМ данного размера составляла менее 0,5 % от общей массы КМ, то к 2018 г. их соотношение достигло 1,4 %, т. е. за 24 года возросло почти в три раза. За этот же период количественное соотношение мелкого КМ (только в низкоорбитальной области, где мы располагаем определённым количеством данных для построения таких оценок) и каталогизированных КО (во всех орбитальных областях) возросло также почти в три раза. В абсолютном же выражении количество мелкого КМ выросло со 172 млн до 1,25 млрд, т. е. более чем в семь раз. В том же соотношении возросла и его суммарная масса. И это только в низкоорбитальной области, где она в 2018 г. заметно превысила 100 т. С увеличением размеров КМ все эти соотношения постепенно «смягчаются».

Весьма наглядным и показательным является сравнение прироста мелкого КМ (размером от 1 мм до 10 см) за три года в одной из наиболее «заселённых» орбитальных областей (на высотах от 800 до 900 км) по данным реальных наблюдений радаром «Хэйстек» и ХЭКС в 2006 и 2009 гг. Этот прирост составляет в среднем 20...30 % (рис. 3, см. с. 23) (Hamilton, 2013).

К сожалению, для составления более полной и достоверной картины не хватает достаточной информационной базы по этой категории КМ. К настоящему времени доступны измерения потоков мелкого КМ в основном на высотах до 600 км. В то же время, по фрагментарным данным бортовых детекторов и измерениям радаров «Хэйстек» и ХАКС, реально существуют более мощные его потоки

на больших высотах — в частности, от 700 до 1000 км. Кроме того, измерения бортовых детекторов ударов КМ ещё в 2001 г. показали, что в области геостационарного пояса потоки мелкого техногенного КМ количественно превышают естественные метеороидные потоки, по крайней мере, в пять раз (Drolshagen, 2009).

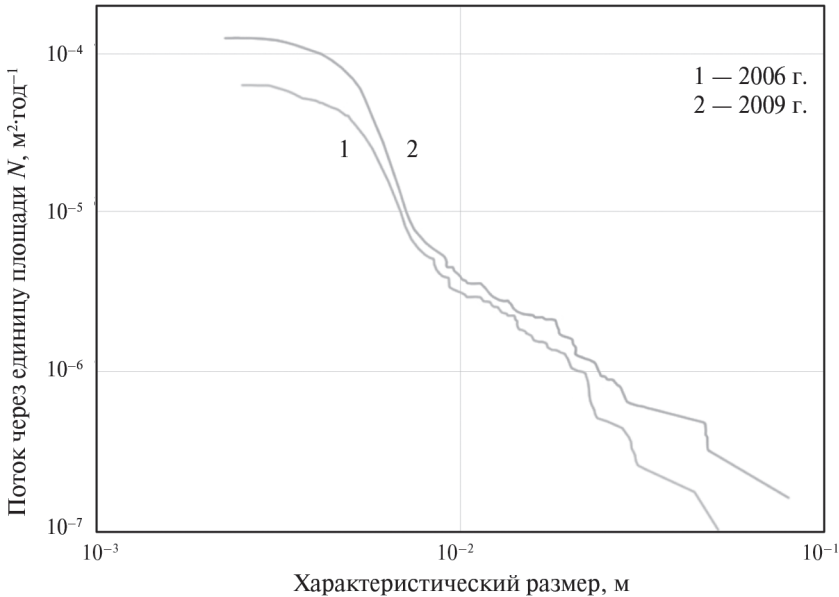


Рис. 3. Сравнение потоков мелкого КМ через единицу площади на высотах 800...900 км в зависимости от размеров КМ по данным наблюдений радаром «Хэйстек» и ХЭКС в 2006 и 2009 гг.

Здесь следует заметить, что в последнее время несколько коммерческих компаний предлагают запуск в низкоорбитальную область (ниже 2000 км) трёх телекоммуникационных космических систем (КС), состоящих из нескольких тысяч КА массой 100...300 кг. В случае реализации этого проекта ситуация с техногенным насыщением этой важной оперативной области существенно осложнится, что наглядно демонстрирует рис. 4 (см. с. 24). Это приведёт не только к скачкообразному росту количества действующих КА в ОКП. Вывод в космос КА, их функционирование и вообще орбитальное существование всегда сопровождается образованием КМ самых разных размеров (сопутствующего процессу вывода ступеней ракеты-носителя (РН), функционального, из-за выхода КА из строя, образующегося в результате абляции, работы двигателей, столкновений с другими КО и т. д.). Кроме того, это приведёт к заметному росту числа столкновений КО в рассматриваемой области, что повлечёт ещё более прогрессивное образование нового КМ — как крупного, так и мелкого. (Вероятность столкновений КО приблизительно пропорциональна квадрату их количества в данной орбитальной области.)

На рис. 4 (см. с. 24) представлено распределение массы крупного КМ в низкоорбитальной области по высотам (на 2018 г.). Мелкий КМ (не показан на рисунке) распределён по высотам с точностью до масштаба аналогично суммарному (кривые 1 и 2) с некоторым (нелинейным) смещением влево (из-за большего, чем у крупного, отношения площади поверхности к массе).

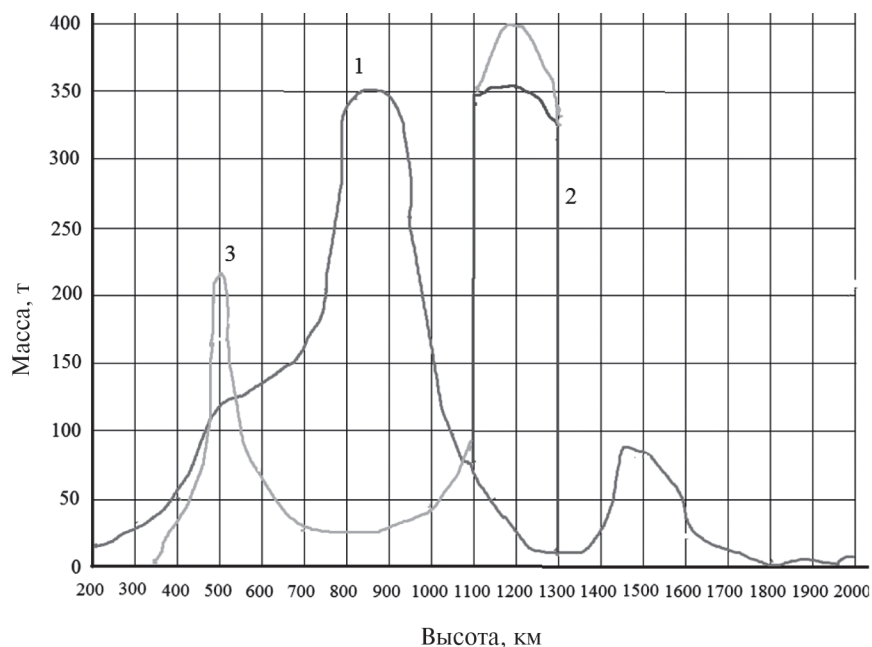


Рис. 4. Распределение суммарной массы КО в низкоорбитальной области по высотам на 01.01.2018

Для сравнительного анализа (без запуска и после запуска КС) ожидаемого процесса техногенного засорения ОКП в НАСА была использована последняя версия цифровой модели LEGEND (Liou et al., 2018). В процессе исследования предполагался вывод трёх космических станций (КС), включающих 8300 КА массой 150 кг каждый, с оперативными высотами 1000...1325 км. При этом сначала КА выводится на опорную круговую орбиту с высотой 500 км. С неё он переводится на рабочую орбиту, где функционирует в течение пяти лет, а затем уводится принудительно на низкую орбиту захоронения с естественным временем существования пять лет и заменяется новым КА. Моделирование допускало взрывы на орбите. Допускались также манёвры уклонения от столкновения с крупными КО и увод с рабочих орбит отработавших КА (РН).

На рис. 5 (см. с. 25) (Liou et al., 2018) показан прогноз роста числа крупных КО после запуска коммуникационных КС при условии увода с орбит 90, 95 и 99% отработавших КА. (Для сравнения приводится прогноз процесса засорения ОКП без предполагаемого запуска КС.)

На рис. 6 (см. с. 25) представлены кривые роста числа катастрофических столкновений (крупных КО) в тех же предположениях (Liou et al., 2018). Напомним, что катастрофические столкновения, приводящие к полному разрушению КО, происходят при отношении энергии кинетического удара к массе цели 40 Дж/г (общепринятая норма).

По статистике, основная масса катастрофических столкновений происходит в диапазоне высот от 600 до 1000 км (Vavrin et al., 2018).

К сожалению, пока нет аналогичных глобальных оценок, показывающих, насколько усложнит эту картину учёт мелкого КМ. Однако наблюдаемая корреляция между ростом крупного и мелкого КМ (ср. хотя бы рис. 1, 2, 4) указывает на то, что с развёртыванием упомянутых КС следует ожидать также существенного увеличения прироста и мелкого КМ.

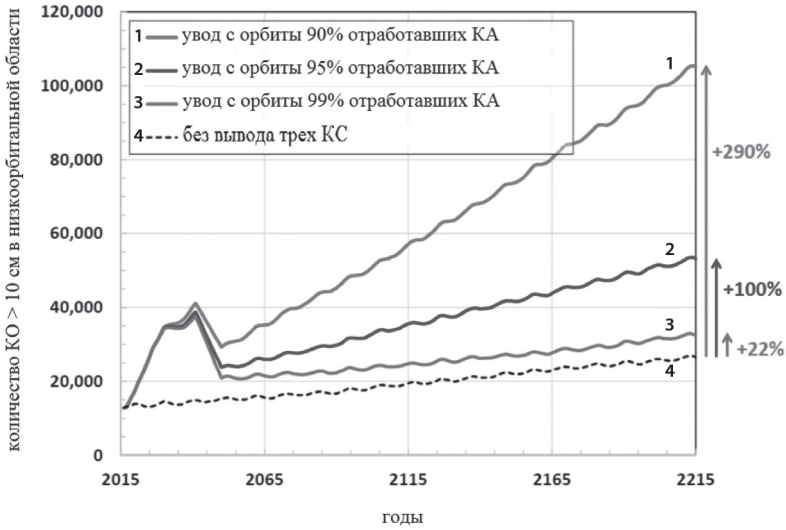


Рис. 5. Рост числа крупных КО после запуска коммуникационных КС

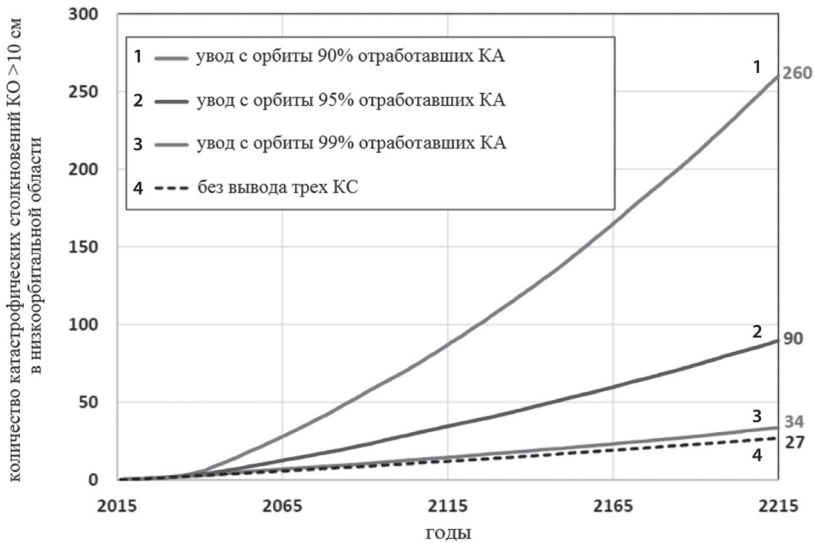


Рис. 6. Рост числа катастрофических столкновений после запуска коммуникационных КС

Вообще, КМ представляет опасность разного рода (и не только из-за угрозы столкновений):

- 1) для действующих КА, неся угрозу потенциального столкновения с ними;
- 2) населения Земли и наземных сооружений (особенно для ядерных объектов и хранилищ химического и бактериологического оружия) в результате падения крупных остатков КМ, преодолевших сопротивление атмосферы (по данным ООН, 80 % населения Земли либо находятся в лёгких укрытиях, либо вообще не защищены от падающих на Землю обломков космических структур);

- 3) экологии Земли и ОКП, снижая прозрачность околоземного космоса и атмосферы (что нарушает сложившийся за миллиарды лет свето-теплообмен между Землёй и космосом, а также создаёт помехи астрономическим наблюдениям — прежде всего оптическим, и это давно уже заметили астрономы-наблюдатели (Вениаминов, 2013; Адушкин и др., 2018; Воздействие..., 2016; Gleghorn et al., 1995; Interagency..., 1995; Report, 1989));
- 4) собственно для состояния засорённости ОКП, провоцируя и ускоряя каскадный эффект в результате столкновений не только с действующими КО, но с любими, что приводит к скачкам увеличения количества КМ.

Что касается крупного КМ, наиболее острой и непосредственной является опасность 1-й, 2-й и 4-й категорий.

С точки зрения опасности для космической деятельности отличие популяции мелкого КМ от популяции крупного состоит в следующем:

- 1) мелкий КМ не каталогизирован, следовательно, нет достаточно точных данных о векторах состояния мелких КО (как правило, нет вообще таких данных), и, таким образом, столкновения с ними непредсказуемы (невозможно от них уклониться);
- 2) количество мелких КО, по крайней мере, на несколько порядков больше количества крупных, и этот разрыв прогрессивно увеличивается;
- 3) распределение скоплений мелкого КМ в ОКП и кинетические параметры его элементов изменяются быстрее, чем распределение и параметры движения крупных КО (ввиду большего отношения площади поверхности к массе);
- 4) опасностью мелкого КМ (даже в субмиллиметровом диапазоне) для действующих КА пренебрегать нельзя;
- 5) снижение прозрачности ОКП и атмосферы происходит преимущественно из-за накопления мелкого КМ; увеличение или уменьшение потоков излучения в диапазонах длин волн, диссоциирующих молекулярный кислород и озон на высотах 15...30 км, приведёт к значительным изменениям в озоновом слое Земли;
- 6) характер и степень опасности мелкого КМ сильно варьируют и значительно (более чем крупного) зависят от параметров столкновения (угла вектора скорости частицы КМ к поверхности КА, уязвимости места удара и т. д.);
- 7) ввиду значительных трудностей наблюдения мелкого КМ нам доступно очень мало данных о количестве, составе, распределении этой популяции в ОКП и её динамике.

Теоретически и экспериментально доказано, что при столкновении КО образуется значительно больше мелкого КМ, чем при взрыве (Вениаминов, 2013; Potter, 1993), и столкновения происходят намного чаще, чем взрывы, причём столкновения мелких КО — на несколько порядков чаще, чем крупных (см. табл. 2). Учитывая эти и ряд других обстоятельств, специалисты доказали, что *основной источник образования мелкого КМ — взаимные столкновения некаталогизированных (сравнительно мелких) КО* (Вениаминов, 2013; Назаренко, 2013; Liou, 2009; Orbital..., 2018). Например, вклад последних в образование КМ размером от 1 до 10 мм, по крайней мере, на порядок больше вклада взаимных столкновений каталогизированных КО. По расчётам отечественных и зарубежных специалистов, от столкновений КО ежегодно образуется свыше 30 млн фрагментов размером от 1 до 2,5 мм, и лишь 10 % из них сгорает в результате атмосферного торможения (Назаренко, 2013). История накопления мелкого КМ (для сравнения — на фоне накопления крупного) вплоть до 2018 г. представлена на рис. 1.

Наглядно и конкретно продемонстрировать сравнительную динамику и классификацию образования крупного и мелкого КМ можно на примере столкновения 10 февраля 2009 г. КА «Космос-2251» и «Иридиум». Их суммарная масса составляла 1460 кг. За последующие несколько лет было каталогизировано 1800 фрагментов разрушения (крупных). Однако наблюдения наземными радиолокационными и оптическими средствами («Хэйстек» и др.) и моделирование (модели ORDEM, MASTER, PROOF, SDPA и др.) показали наличие большого числа мелких фрагментов. Усреднённые результаты приведены в табл. 1 (Назаренко, 2013; Liou, 2009). Интересно также распределение суммарной массы по этим категориям размеров фрагментов (Назаренко, 2013; Liou, 2009).

Таблица 1. Распределение фрагментов от столкновения КА «Космос-2251» и «Иридиум»

Размер	>1 м	0,2...1 м	10...20 см	1...5 см	0,25...1 см	1...2,5 мм
Количество	2	130	652	145 200	1 480 000	6 250 000
Масса, кг	360	600	155	153	63	30

Вероятность столкновений сильно зависит от размеров элементов КМ. Например, при уменьшении размеров от 10 см до 1 мм (на два порядка) число взаимных столкновений увеличивается почти на четыре порядка, а вероятность столкновения малой частицы с крупным КО (например, с КА) также возрастает на несколько порядков (по сравнению с вероятностью столкновений каталогизированных КО). Частицы размером 1 мм сталкиваются 220 раз в год, а каталогизированные объекты — 1 раз в 27 лет (табл. 2) (Назаренко, 2013). Здесь стоит напомнить, что поверхности возвращаемых на Землю из космоса объектов оказываются испещрёнными следами ударов мелкого КМ (некатастрофические столкновения).

Таблица 2. Среднее число столкновений $N_{\text{ср}}$ в год КМ разных размеров

Размер, см	0,1	0,2	0,5	1	5	10	20
$N_{\text{ср}}$	220	325	5,2	0,854	0,123	0,052	0,038

Интегральный риск поражения КА от каталогизированного КМ исчезающе мал по сравнению с риском поражения мелким КМ. Таким образом, необходимо измерять концентрацию КМ для оценки рисков столкновений его с КА прежде всего в низкоорбитальной области, где функционирует наибольшее количество КА и сами столкновения наиболее опасны (ввиду большой относительной скорости столкновений в этой области). Отсюда следует необходимость создавать средства наблюдения и регистрации мелкого КМ, которых сейчас недопустимо мало.

Значительный вклад в образование как крупного, так и мелкого КМ вносят и взрывы на орбитах. С учётом исторической статистики средняя вероятность взрыва каждого произвольного КА (РН) приблизительно равна 0,001 в течение пяти лет. К сведению, общее количество произошедших с 1957 г. взрывов (только официально зарегистрированных!) составляет порядка 200, многие из них случались через несколько лет по завершении миссии КА. Часто взрываются вспомогательные двигатели осадки топлива блока ДМ 4-й ступени РН «Протон» на высокоэллиптических орбитах. К настоящему времени произошло 49 таких взрывов. Взрываются также РН, разгонные блоки и отработавшие КА с остатками топлива,

неразряженными аккумуляторами, другими не пассивированными носителями энергии. Каждый квартал в отчётах НАСА появляются сообщения о разрушениях американских, европейских, китайских, японских, российских, индийских и др. КА и РН. Только в августе 2018 г. произошло три разрушения КО, наиболее мощное из них — разрушение разгонного блока «Центавр» американской РН «Атлас-5» (Atlas V), двигавшегося по эллиптической орбите. Сообщения о количестве образовавшихся обломков противоречивы: оно колеблется от 70 до 500.

Теперь несколько слов о мере опасности D любого конкретного состояния техногенной засорённости ОКП для космической деятельности. *В качестве общей меры опасности D любого конкретного состояния техногенной засорённости ОКП для космической деятельности* (на фиксированный момент времени t) чисто теоретически можно принять суммарную кинетическую энергию всех техногенных объектов в ОКП или пропорциональную ей величину:

$$D = \sum_{i=1}^K m_i v_i^2.$$

Для конкретного столкновения общую оценку опасности атакующего КМ можно записать как

$$D_c = kmv_{rel}^2,$$

где m — масса атакующего КО; v_{rel} — относительная скорость столкновения; k — уточняющий коэффициент пропорциональности, учитывающий специфические факторы конкретного столкновения, например, хрупкость, температуру плавления, форму атакующего КО и др., а для мелкого КМ ещё и угол вектора скорости к поверхности цели при столкновении, уязвимость точки удара и т. п. Нельзя отрицать существование практических трудностей в оценке коэффициента k , и здесь он присутствует, по крайней мере, из методических соображений.

В первой формуле параметры K , m_i , v_i зависят от времени, а суммирование (по i) ведётся по всем КО в ОКП без исключения. Но поскольку размеры КО охватывают гигантский диапазон значений — от десятков метров до долей микрометра, общую оценку опасности D по разным соображениям (по крайней мере, теоретически) целесообразно разбить на несколько слагаемых, каждое из которых отражает свой собственный характер опасности:

$$D = D_1 + D_2 + D_3 + D_4 = \sum_{i \in P_1} m_i v_i^2 + \sum_{i \in P_2} m_i v_i^2 + \sum_{i \in P_3} m_i v_i^2 + \sum_{i \in P_4} m_i v_i^2.$$

Здесь P_1 — популяция КО размером >10 см; P_2 — от 1 до 10 см; P_3 — от 1 мм до 1 см; P_4 — <1 мм. Понятно, что такое разбиение общей популяции КО весьма условно. Тем не менее, каждая группа отличается от других спецификой характера представляемой ею опасности для космической деятельности и экологии Земли и ОКП.

Например, P_1 — это популяция каталогизированных объектов. Столкновение действующих КА с такими объектами катастрофично. Однако высокая точность известных векторов состояния каталогизированных КО позволяет заблаговременно предвидеть их опасные сближения с КА (и другими каталогизированными КО) и успешно совершить манёвр уклонения от столкновения (при наличии такого ресурса). Поэтому главная опасность КО из популяции P_1 — в возможности столкновения с объектами популяции P_2 и некоторыми (имеющими опасно высокие массу и скорость сближения с объектами P_1) КО популяции P_3 . В результате таких столкновений образуется большое количество фрагментов разрушения (т. е. КМ), повышающих вероятность возникновения каскадного эффекта (синдрома Кесслера).

Объекты из популяции P_2 опасны прежде всего отсутствием сведений об их векторах состояния с точностью, достаточной для расчёта манёвра уклонения от столкновения с ними, которое, если случится, скорее всего будет катастрофичным.

Популяции P_3 и P_4 весьма многочисленны, особенно P_4 . Это усугубляет их опасность. Многие объекты популяции P_3 при достаточно высокой относительной скорости сближения повлекут катастрофичность столкновения с объектами первых трёх групп. Из-за многочисленности КМ этих популяций и прогрессирующего роста его количества всё ощутимее становится их воздействие на сложившуюся и относительно стабилизировавшуюся в течение многих миллионов лет экологию Земли и геосфер, в частности, свето-теплообмен между ними и внешней средой.

Наиболее типичный для космической деятельности ущерб от КМ популяции P_4 — повреждение чувствительных поверхностей выносных бортовых приборов (телескопы, солнечные панели, угольковые отражатели, датчики излучений, детекторы столкновений с элементами КМ и т. п.). Например, на некоторых КА солнечные панели уже через три месяца полёта оказывались негодными, а ещё к 1995 г. после 70 полётов шаттла было заменено 60 иллюминаторов из-за повреждений от ударов КМ размерами с просыное зёрнышко (Вениаминов, 2013). Но есть и серьёзные исключения. Например, российский метрологический спутник «Блиц» (шар диаметром 17 см и массой 7,8 кг) был разрушен на высоте 825 км при столкновении с микрочастицей массой $\sim 0,035$ г размером ~ 3 мм при относительной скорости столкновения $\sim 12,3$ км/с (Адушкин и др., 2018; Назаренко, 2013; Small..., 2013). Далее, спутник Sentinel-1A столкнулся с частицей миллиметрового размера массой около 0,2 г и получил вмятину диаметром 40 см (зафиксировала бортовая камера), изменил орбиту, поменял ориентацию, снизилась также мощность его солнечных батарей (<https://nplus1.ru/news/2016/08/31/sentinel-hit>). Ещё один американский спутник Telecom-1A был выведен из строя микрометеороидом — на этот раз естественным, но всё равно мусором.

Наконец, есть ещё один неприятный аспект опасности мелкого КМ. Столкновение военного действующего КА с мелким КМ может иметь и опасные военно-политические последствия. Если при столкновении КА с крупным КМ (каталогизированным и надёжно отслеживаемым) причина разрушения или выхода из строя КА очевидна и легко объяснима, то при столкновении с мелким КМ ввиду неконтролируемости такого события дело обстоит иначе. В течение последних десятилетий многократно наблюдались внезапные выходы из строя КА военного назначения, причины которых так и не удалось установить ни с помощью наблюдений, ни посредством телеметрии. Остаются два возможных объяснения — незарегистрированное столкновение с КМ или «происки» космического противника. А это уже политически опасная дилемма. Такой «необъяснимый» выход из строя КА военного назначения может спровоцировать политический или даже вооружённый конфликт между космическими державами. Не всегда страна-собственник КА, подвергнутого воздействию КМ, может оперативно определить действительную причину его выхода из строя (или потери эффективности его функционирования) (Воздействие..., 2016; Adushkin et al., 2016, 2018).

Итак, если принять во внимание специфику КМ как КО и учесть всё, что он уже натворил, а также необходимость борьбы с ним, напрашивается следующий тревожный вывод. С одной стороны, КМ (строго говоря, как техногенный, так и естественный) с военной точки зрения представляет собой мощную независимую неуправляемую опасную космическую группировку, способную повредить или уничтожить как военный, так и гражданский КА или наземный объект (особенно это опасно в случае ядерных объектов или хранилищ химических и бактериологических боевых веществ). Эта группировка не принадлежит никому,

поскольку не имеет своего оператора (кроме Ньютона и Кеплера, точнее, их законов). С другой стороны, человечество под этим (причём прогрессивно нарастающим) гнѐтом КМ стало разрабатывать способы борьбы с ним. Однако принципиально эти способы могут применяться не только к КМ, но и к действующим КА. В отличие от КМ, они являются активными и имеют своих конкретных операторов, представляющих конкретные государства, и при определённых намерениях своих операторов тоже могут рассматриваться как космическое оружие.

Из сказанного следует, что исследование проблем, связанных с мелким КМ, является весьма актуальной задачей мирового научного сообщества.

ВЫВОДЫ

1. Мелкий КМ (размером менее 1 см) представляет значительную опасность для действующих КА и для экологии ОКП вообще. Его количество в ОКП на несколько порядков превосходит численность крупных, каталогизированных КО и прогрессивно растёт.
2. Особенно опасен мелкий КМ в наиболее плотно заселённой низкоорбитальной области, где относительные скорости КА и КМ могут превышать 15 км/с, а в перигейной области высокоэллиптических орбит — 17 км/с. Столкновения с КМ размером до 1 см (и даже меньше) при таких скоростях могут нанести КА непоправимый ущерб. А пылевидные частицы могут повредить солнечные панели, иллюминаторы и оптические поверхности бортовых наблюдательных инструментов (Вениаминов, 2013; Gleghorn et al., 1995), а иногда и уничтожить или нанести существенный ущерб КА, как это было в случае с российским КА «Блиц» (Адушкин и др., 2018; Small..., 2013) и американскими Sentinel (<https://nplus1.ru/news/2016/08/31/sentinel-hit>) и Telecom-1A.
3. Сближения действующего КА с крупными КО, каталогизированными и легко отслеживаемыми, предсказываются надёжно и автоматически. При сближении с мелким, не отслеживаемым КМ невозможно совершить манѐвр уклонения от столкновения. Оно может произойти неожиданно и для российской стороны, и для страны-собственника (например, потенциального противника). Последняя при отсутствии информации о причинах выхода из строя своего КА может истолковать (расценить) это событие как нападение на свою космическую собственность со стороны своего вероятного противника. А это может привести к военно-политическому конфликту.
4. Пилотируемые КА, безусловно, должны уклоняться от столкновений при их вероятности 10^{-4} и более (традиционная международная норма). Что касается автоматических КА, то пока не видна обоснованная необходимость совершать манѐвр для избегания столь маловероятных событий, при этом гарантированно сокращая энергетический ресурс и, как следствие, срок активного существования КА.
5. Увеличение или уменьшение потоков излучения в диапазонах длин волн, диссоциирующих молекулярный кислород и озон на высотах 15–30 км, безусловно приведёт к значительным изменениям в озоновом слое Земли. А важнейшая роль этого слоя для жизни на нашей планете и его влияние на многие земные экосистемы общеизвестна.
6. Возможности контроля мелкого КМ в настоящее время крайне ограничены. Эта проблема осложняется ещё и тем, что состояние засорѐнности ОКП мелким мусором значительно более динамично, чем крупным. Самыми узкими местами в исследовании и решении проблем, связан-

ных с мелким КМ, являются дефицит измерений (некоторая информация есть практически лишь до высот порядка 600 км (Вениаминов, 2013; Воздействие..., 2016)) и отсутствие эффективных способов удаления мелкого КМ с относительно высоких орбит. Весьма насущным для исследования и решения данной проблемы является создание и совершенствование средств наблюдения мелких частиц КМ, расширение возможностей и увеличение количества (точнее, площади рабочей поверхности) бортовых детекторов их ударов (технология *in-situ*).

7. Наблюдающийся прогрессивный рост техногенного засорения ОКП неуклонно приближает наступление каскадного синдрома Кesslera (многие специалисты считают, что цепной процесс уже начался в некоторых орбитальных областях и некоторых фракциях мелкого КМ), что неизбежно приведёт к вынужденному прекращению космической деятельности в относительно недалёком будущем.
8. Вопрос о выработке и реализации предельно эффективных мер противодействия дальнейшему засорению космоса является чрезвычайно важным, и обществу нельзя повторять старых ошибок, приведших к нынешнему критическому состоянию засорённости ОКП. Следует иметь в виду, что меры сдерживания засорения ОКП перестанут быть эффективными с началом каскадного эффекта. Поэтому их основная цель — не допустить его развития. Это определяет срочность и неотвратимость применения указанных мер всеми странами, участвующими в освоении космоса. Однако это должно осуществляться под контролем мирового сообщества.

ЛИТЕРАТУРА

- Адушкин В., Аксенов О., Вениаминов С., Козлов С. О подходах к оценке потенциальной опасности разрушений и столкновений космических объектов // Воздушно-космическая сфера. 2018. №. 1(94). С. 54–63.
- Вениаминов С. Космический мусор — угроза человечеству. 2-е изд., исправл. и доп. М.: ИКИ РАН, 2013. 207 с.
- Воздействие ракетно-космической техники на окружающую среду / под общей ред. В. В. Адушкина, С. И. Козлова, М. В. Сильникова. М.: ГЕОС, 2016. 795 с.
- Назаренко А. И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013. 216 с.
- Adushkin V., Veniaminov S., Kozlov S., Silnikov M. Orbital missions safety — A survey of kinetic hazards // Acta Astronautica. 2016. V. 126. P. 510–516.
- Adushkin V., Aksenov O., Veniaminov S., Kozlov S. Challenging aspects in evaluating the potential danger of space objects breakups and collisions for space flights // Advances in Astrophysics. 2018. V. 3. No. 2. P. 83–90.
- Bernhard R. P., Barrett R. A., Zolensky M. E. Analytical electron microscopy of LDEF impactor residues // LDEF 69 Months in Space, 3rd Post-Retrieval Symposium / NASA. Langley Research Center. Pt. 1. 1993. P. 401–413.
- Drolshagen G., Nehls T. The Small Size Debris Population in the GEO Belt // Proc. 5th European Conf. Space Debris. ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, 2009. V. 5. Iss. 1.
- Gleghorn G., Asay J., Atkinson D., Flury W., Johnson N., Kessler D., Knowles S., Rex D., Toda S., Veniaminov S. Orbital Debris, A Technical Assessment // NRC, Washington, D. C.: National Academy Press, 1995. 211 p.
- Hamilton J. NASA Develops Report on Radar Observations of Small Debris Populations // Orbital Debris Quarterly News. 2013. V. 17. Iss. 4. P. 4–5.
- Interagency Report on Orbital Debris / Office of Science and Technology Policy; White House. 1995. 86 p.
- Liou J.-C. An Update on Recent Major Breakup Fragments // Orbital Debris Quarterly News. 2009. V. 13. Iss. 3. P. 5–6.

- Liou J.-C., Matney M., Vavrin A. et al. NASA ODPO's Large Constellation Study // Orbital Debris Quarterly News. 2018. V. 22. Iss. 3. P. 4–7.*
- Orbital Debris Quarterly News. 2018. V. 22. Iss. 1. P. 10–11.*
- Potter A. Early detection of Collisional cascading // Proc. 1st European Conf. Space Debris, ESA/ESOC. Darmstadt, Germany, 1993. V. 1. Iss. 1.*
- Report on Orbital Debris / Interagency Group; National Security Council. Washington D. C., 1989. 74 p.*
- Small Satellite Possibly Hit by Even Smaller Object // Orbital Debris Quarterly News. 2013. V. 17. Iss. 2.*
- Vavrin D., Manis A. CubeSat Study Project Review // Orbital Debris Quarterly News. 2018. V. 22. Iss. 1. P. 6–8.*

ON THE SMALL SPACE DEBRIS POPULATION AND ITS IMPACT ON SPACE ACTIVITIES SAFETY AND EARTH ECOLOGY

V. V. Adushkin¹, O. Yu. Aksenov², S. S. Veniaminov², S. I. Kozlov¹, F. F. Dedus³

¹ Institute of Geosphere Dynamics, RAS

² Scientific Research and Test Center of Central Research Air-Space Defense Institute of Ministry of Defense

³ Military Innovation Technopolis

The amount, mass, and dynamics of the small orbital debris population in LEO are estimated as well as the consequences of multi-satellite communication space systems deployment being planned now. The latter makes the study of this area particularly relevant. Various aspects of the consequences of technogenic contamination of near-Earth space are considered, as well as the danger of small space debris for space activities and the ecology of the Earth and near-Earth space in comparison with the danger of large debris. A significant lack of complete and reliable information about small space debris due to a shortage of sensors that can observe it is substantiated, which is one of the main reasons for the paucity of our knowledge about this population of space debris.

Keywords: space object, orbital debris, space activities, collisions, danger, Kessler syndrome, ecology, contamination mitigation

Adushkin Vitaliy V. — principal scientist, academician of RAS, adushkin@idg.chph.ras.ru

Aksenov Oleg Yu. — chief center, doctor of sciences, professor, aks974@ya.ru

Veniaminov Stanislav S. — senior scientist, doctor of sciences, professor, sveniami@gmail.com

Kozlov Stanislav I. — leading scientist, doctor of sciences, senior scientist, s_kozlov@inbox.ru

Dedus Fedor F. — leading scientist, PhD, senior scientist, fdedus@gmail.com

ОБЗОР МЕТОДОВ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ТЕХНОГЕННОМУ ЗАСОРЕНИЮ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И ЕГО СНИЖЕНИЯ

С. С. Вениаминов¹, В. Ю. Ключников², С. С. Логинов²

¹ Научно-исследовательский испытательный центр Центрального научно-исследовательского института Войск воздушно-космической обороны (НИИЦ ЦНИИ ВВКО), Москва, Россия

² Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш) Москва, Россия

В статье содержится обзор методов очистки околоземного космического пространства от фрагментов космического мусора и препятствования его образования. Рассматриваются активные и пассивные методы очистки. Анализируются области их применения, преимущества и недостатки.

Ключевые слова: фрагмент космического мусора, очистка околоземного космического пространства, ввод с рабочей орбиты

ВВЕДЕНИЕ

К «космическому мусору» (КМ), представляющему собой, с точки зрения классической прикладной экологии, твёрдые отходы космической деятельности, относятся отработавшие ракетные блоки (ступени ракет-носителей (РН) и разгонные блоки (РБ)), космические аппараты (КА), прекратившие активное существование, различного рода отделяющиеся в процессе выведения и функционирования КА технологические элементы (бленды, линзы, крепёж, заглушки, чеки, пружины, толкатели, осколки пиротехнических средств и т. п.), а также фрагменты, образовавшиеся в результате столкновений и взрывов космических объектов (КО) на орбите.

Загрязнение околоземного космического пространства (ОКП) начинает представлять собой всё более серьёзную проблему: имеются достоверные данные о выходе из строя целого ряда КА, многочисленных повреждениях и разрушениях КА и прочих КО по причине столкновения с КМ, а также о множестве повреждений, выходов из строя, разрушений КО, не имеющих иных объяснений. Регулярно проводятся манёвры уклонения Международной космической станции (МКС) и некоторых других КА от опасного сближения с фрагментами КМ.

Уже в недалёкой перспективе дальнейшее загрязнение ОКП фрагментами КМ в качестве последствия может иметь полное прекращение доступа в космос по причине наступления цепной реакции «саморазмножения» КМ в результате взаимных столкновений и взрывов (каскадный эффект Кесслера) (Kessler, Cour-Palais, 1987). По мнению ряда экспертов, каскадный эффект уже начался, по крайней мере, на высотах 900–1000 км, а также в пределах некоторых популяций мелкой фракции КМ (Kessler et al., 2010).

Национальные космические агентства и международное сообщество в целом стремятся, по крайней мере, ограничить темпы загрязнения ОКП с тем, чтобы отсрочить наступление каскадного эффекта до появления технологических возможностей по его радикальному предотвращению. Для этого используются,

Вениаминов Станислав Сергеевич — ст. науч. сотр.,

д-р техн. наук, проф., sveniami@gmail.com

Ключников Валерий Юрьевич — гл. науч. сотр.,

д-р техн. наук, ст. науч. сотр., klyushnikovvy@tsniimash.ru

Логинов Сергей Степанович — ст. науч. сотр., канд. техн. наук, loginovss@tsniimash.ru

в основном, меры нормативного регулирования, затрагивающие конструкцию и функционирование РН и КА (ограничение числа технологических элементов, отделяемых в процессе выведения КА и его эксплуатации на орбите, удаление отработавших КА и РБ из зоны рабочих орбит в зону захоронения или в плотные слои атмосферы, минимизация рисков самопроизвольного разрушения КА, РН, РБ и др.) (ГОСТ..., 2018).



Рис. 1. Классификация методов очистки ОКП от КМ

Анализ рассматриваемых в последние годы методов очистки ОКП от КМ позволил их сгруппировать и классифицировать (рис. 1). Пока что есть возможность очищать ОКП лишь от достаточно крупных фрагментов КМ, которые, по крайней мере, наблюдаемы наземными оптическими и радиолокационными средствами (т. е. размерами приблизительно более 10 см). Удаление или утилизация ненаблюдаемого КМ — сложная, не решённая даже в теории задача.

АКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

К активным относятся методы очистки, требующие затрат энергии уводимого фрагмента КМ (чаще всего КА, прекратившего активное существование) на реализацию соответствующего манёвра.

Увод с рабочей орбиты при помощи собственной двигательной установки

Действующими нормативными документами определены защищаемые зоны ОКП (рис. 2, см. с. 35):

- область геостационарной орбиты (ГСО), представляющая собой сегмент сферической оболочки ОКП шириной от -15 до $+15^\circ$ относительно плоскости ГСО, с минимальной высотой, равной высоте ГСО* минус 200 км, и максимальной высотой, равной высоте ГСО плюс 200 км;

* Высота ГСО равна 35 786 км.

- низкоорбитальная область (НОО), представляющая собой сферическую область ОКП с высотой не более 2000 км от поверхности Земли.

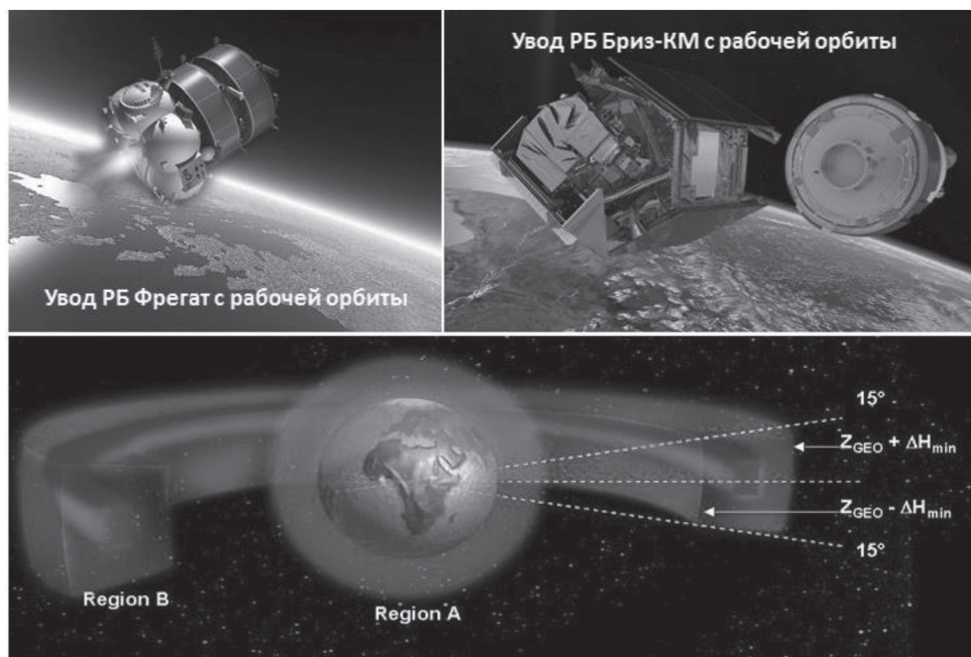


Рис. 2. Увод КА, закончившего активное функционирование, с рабочей орбиты при помощи собственной двигательной установки

В соответствии с этим после окончания активного функционирования КО на ГСО должны быть уведены вверх так, чтобы высота перигея превышала высоту ГСО примерно на 200...300 км (норма, принятая Межагентский координационный комитет по космическому мусору IADC — Inter-Agency Space Debris Coordination Committee). Закончившие активное функционирование низкоорбитальные объекты должны быть уведены на орбиту с расчётной продолжительностью пассивного баллистического существования не более 25 лет. В обоих случаях уводимые КО не должны вновь попадать в защищаемые области ОКП по крайней мере в течение 100 лет.

Увод КА, оснащённых апогейной или корректирующей двигательной установкой, может быть осуществлён при помощи собственных ракетных двигателей. Правда, для этого необходимо, во-первых, чтобы для увода оставался достаточный запас топлива, а во-вторых, чтобы сама двигательная установка и бортовые системы, обеспечивающие её работу, были исправными. Разумеется, такие требования ограничивают стремление операторов космических услуг (связь, наблюдение и др.) получить максимальную прибыль от коммерческого использования той или иной космической системы.

Полученные результаты расчётов характеристической скорости показали, что максимум необходимого запаса характеристической скорости для увода низкоорбитальных объектов составляет 337 м/с, а с ГСО — 23 м/с (Дронь и др., 2016).

Для активных систем увода как перспективные рассматриваются электроракетные двигатели с большим ресурсом работы, высоким удельным импульсом и малым расходом рабочего тела, а, следовательно, и обладающие высокой экономичностью (Дронь и др., 2016).

Следует, однако, заметить, что увод КА с орбиты по окончании срока их активного существования, за исключением геостационарных спутников связи, на данный момент не используется. Большинство разработок находятся на проектной стадии.

Захват и буксировка другим космическим объектом

Поскольку в большинстве случаев объекты КМ, особенно накопленные с середины прошлого века, не способны к автономному изменению своих орбит (это или неактивные КА, не имеющие собственной двигательной установки, или несамостоятельные конструктивные фрагменты различных КО), особую актуальность приобретает очистка ОКП при помощи специализированных КА — сборщиков КМ.

Одна из предлагаемых баллистических схем функционирования одноразового КА для «уборки» КМ (КАУКМ) предусматривает его выведение на орбиту ожидания высотой 300...400 км (Ишков, Филиппов, 2014). Служба контроля космического пространства определяет координаты фрагмента КМ, который необходимо увести с орбиты. Бортовая система управления КАУКМ рассчитывает программу управления и реализует перелёт к заданному объекту, сближение с ним, а затем с помощью специальных устройств фиксирует его на своём борту. Далее, если это позволяют конструкция КА и технические условия, может быть осуществлена операция сближения с другими элементами КМ с последующей их фиксации на борту КАУКМ. После сбора КМ осуществляется перелёт КАУКМ на низкую предпусковую орбиту и пребывание на ней до наступления необходимых условий для спуска. Далее проводится операция управления спуском, КМ входит в плотные слои атмосферы и сгорает в ней с падением несгоревших фрагментов в заданном районе Мирового океана.

Многоразовый КАУКМ после отделения от него сводимых с орбиты фрагментов КМ возвращается на орбиту ожидания, при необходимости дозаправляется топливом и приступает к новой операции.

Представляет интерес концепция удаления с орбиты крупных фрагментов КМ SASTROBOT (Semi Autonomous Satellite Tracking Robot), предложенная в 2015 г. индийскими специалистами. Она заключается в использовании для очистки ОКП роботизированного КА, оснащённого двумя манипуляторами и запасом ракетных блоков, предназначенных для установки на сводимых с орбиты объектах КМ (Srikrishnan et al., 2015).

В процессе выполнения своих задач роботизированный КА при помощи наземного комплекса управления определяет фрагмент КМ для увода, сближается с ним, захватывает при помощи манипулятора и устанавливает (приваривает с помощью манипулятора для сварки) на его поверхность ракетный блок торможения и увода. После этого наземная станция управления включает двигатель увода и направляет фрагмент КМ к Земле, в плотные слои атмосферы.

Предполагается, что за одну миссию такой роботизированный КА может убрать из ОКП около 18 неактивных спутников — фрагментов КМ. Затем КА для уборки КМ может быть использован повторно.

В 2012 г. швейцарская Федеральная политехническая школа Лозанны (*фр.* École polytechnique fédérale de Lausanne, EPFL) объявила о планах создания КА CleanSpace One, предназначенного для сбора и увода в атмосферу КМ (рис. 3, см. с. 37) (Richard et al., 2013). Для захвата и удержания фрагментов КМ должна использоваться раскладывающаяся сеть конической формы. В 2019 г. планируется провести эксперимент по уводу с орбиты вышедшего из строя малого КА формфактора кубсат SwissCube. В случае успеха планируемого

эксперимента КА CleanSpace One будут выпускаться серийно. Предполагается, что КА CleanSpace One будут выводиться на орбиту с помощью швейцарской авиационно-космической многоэтажной системы S3 (Swiss Space Systems), использующей в качестве разгонной ступени самолёт Airbus A300. Это позволит снизить общую стоимость проекта (Миклашевская, 2012).

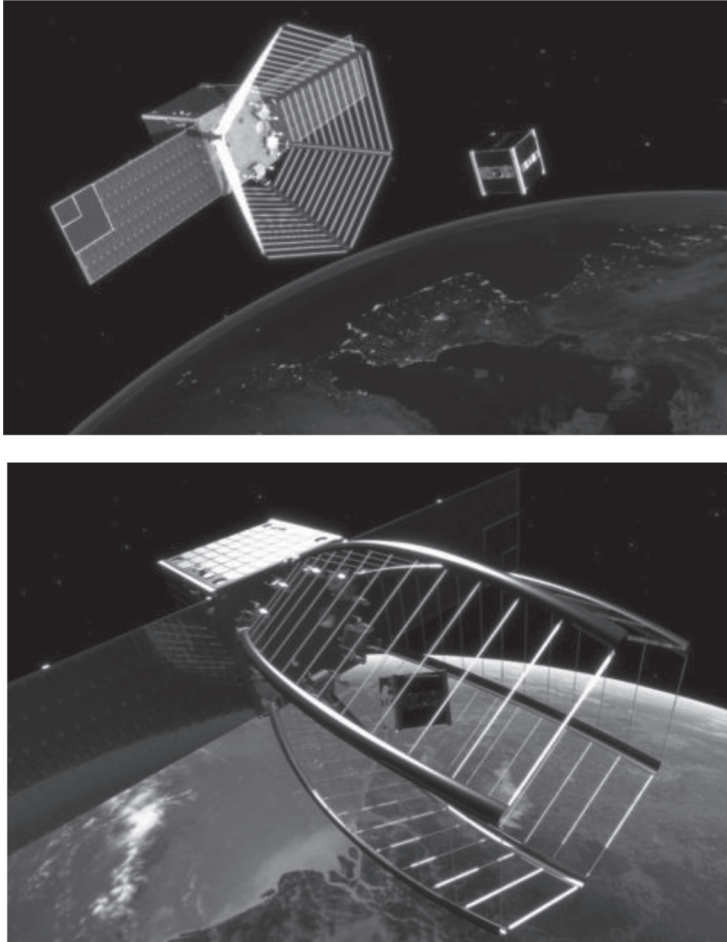


Рис. 3. Космический аппарат для сбора КМ CleanSpace One (Федеральная политехническая школа Лозанны — EPFL) (Richard et al., 2013)

В 2018 г. началась демонстрация технологии активного удаления КМ с низких околоземных орбит RemoveDEBRIS (Космический центр и Университет графства Суррей (University of Surrey), Великобритания, финансируется Европейским космическим агентством) (рис. 4, см. с. 38).

Миссия RemoveDEBRIS состоит из основного КА массой около 100 кг и двух кубсатов (Larras et al., 2014). В задачи миссии входят демонстрация технологий имитации захвата и увода с орбиты фрагментов КМ (объект захвата — кубсат или технологический элемент основного КА) при помощи разворачиваемой сети, специально разработанного гарпуна и паруса, а также отработка технологий взаимной навигации.

В январе – феврале 2019 г. была успешно испытана технология «ловли» имитатора КМ при помощи разворачиваемой сети. После того, как объект (выпущенный кубсат) был пойман, шесть электромоторов, установленных по краям сети, стянули её и прочно зафиксировали. Состоялись также эксперименты с захватом имитатора фрагмента КМ (специальная панель, выставляемая на штанге с основного спутника-демонстратора) при помощи небольшого гарпуна размером с шариковую ручку, а затем — с выпуском тормозного паруса.

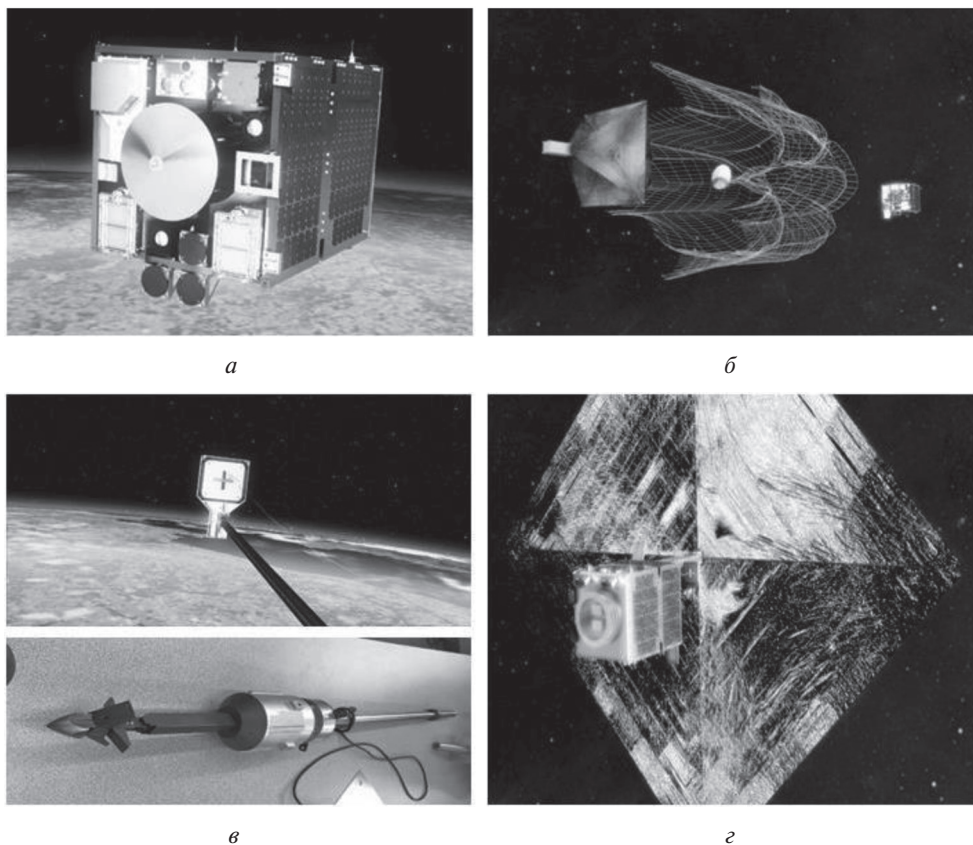


Рис. 4. Элементы технологии активного удаления КМ с низких околоземных орбит при помощи спутника-демонстратора RemoveDEBRIS (Космический центр и Университет графства Суррей, Великобритания) (Lappas et al., 2014): *а* — КА-демонстратор RemoveDEBRIS; *б* — имитация захвата и увода элемента КМ при помощи разворачиваемой сети; *в* — имитация захвата и увода элемента КМ при помощи гарпуна; *г* — выпуск тормозного паруса

На 2019 г. запланирован запуск космического буксира MEV (Mission Extension Vehicle) компании Orbital ATK (США), предназначенного для буксировки ГСО-спутников с целью удержания их в заданной позиции или увода с точки стояния.

Известно, что в последних ступенях РН после окончания работы двигательной установки остаётся определённое количество невыработанных жидких остатков компонентов ракетного топлива (преимущественно керосина и кислорода). Учёные и сотрудники Омского государственного технического университета

и ЦНИИмаш предложили использовать газифицированные остатки ракетного топлива для создания импульса тяги для увода последних ступеней РН с орбиты в плотные слои атмосферы (Вожова и др., 2017).

Внешнее дистанционное энергетическое воздействие

Энергетические воздействия на фрагменты КМ с целью изменения их орбит либо уничтожения (превращения в плазму) могут быть получены при помощи лазеров наземного или космического базирования, а также путём инъекции пучка ионов (рис. 5–8, см. с. 40–41).

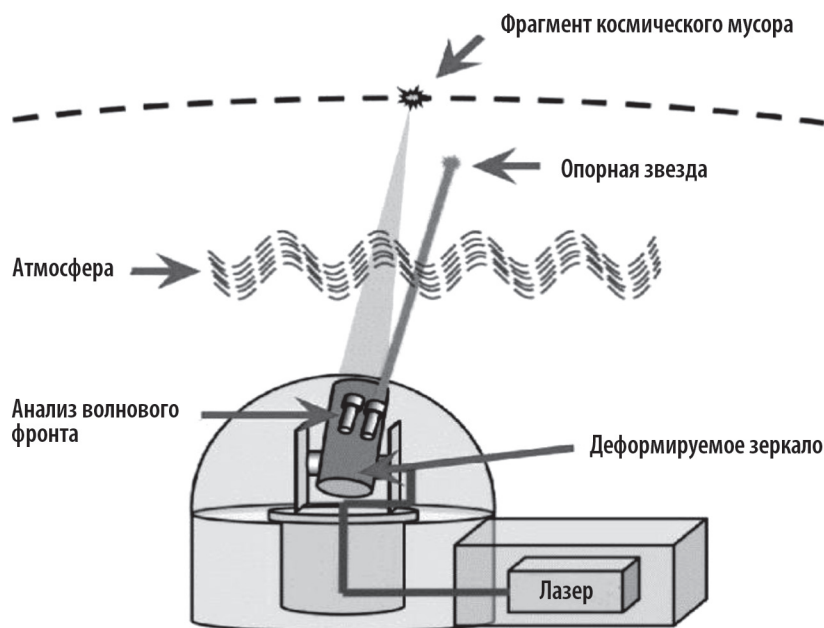


Рис. 5. Основные компоненты станции LDR (Laser Debris Removal) — лазерной системы удаления КМ

Технология очистки космоса лазерными установками с поверхности Земли под названием «Лазерная метла» (Laser broom) была предложена ещё в 1996 г. учёными лаборатории прикладной физики Университета Джона Хопкинса (США) (Esmiller et al., 2014).

«Лазерная метла» предназначена для ускорения схода с орбиты фрагментов КМ размером менее 10 см (см. рис. 5). Единичный импульс лазерного излучения вызывает абляцию материала металлического фрагмента и замедляет его движение по орбите на некоторую достаточно малую величину, порядка 1,0 мм/с (лазер должен работать в импульсном режиме с тем, чтобы избежать самоэкранирования мишени плазмой, образующейся в результате абляции). При частоте следования импульсов излучения порядка 100 в секунду снижение перигея орбиты фрагмента КМ может достигать около 200 м за сутки. В результате наземный мегаваттный импульсный HF-лазер способен очистить ОКП до высот ~800 км за два года.

Принцип действия лазера космического базирования (см. рис. 6) аналогичен описанному принципу действия наземного лазера (Shen et al., 2014). Лазер

космического базирования для ликвидации КМ может быть установлен непосредственно на борту КА (или на МКС — такой проект рассматривается). Как вариант — использование отражающего зеркала, установленного на борту КА. При этом лазерное излучение генерируется на Земле. В первом случае, по существующим оценкам, твердотельного лазера с полупроводниковой накачкой мощностью несколько десятков киловатт достаточно для существенного снижения времени «жизни» небольших (до 10 см) фрагментов КМ, во втором — необходим лазер мощностью несколько мегаватт.

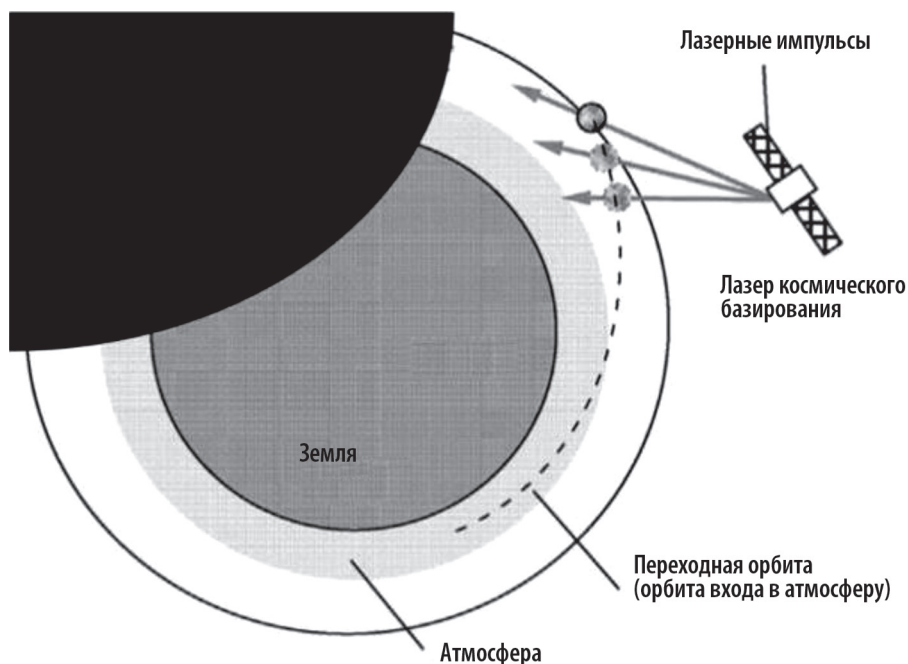


Рис. 6. Процесс удаления фрагментов КМ при помощи лазера космического базирования (Shen et al., 2014)

Проекты лазерных систем удаления КМ из ОКП космического базирования вызывают дебаты из-за существующих международных договоров, запрещающих размещать в космосе какое-либо оружие, включая лазерное.

Особо актуальной является задача удаления КМ из области ГСО. Дело в том, что точек стояния спутников на ГСО ограниченное количество и стоимость одной точки высока — порядка 120...140 млн долл.

Для очистки ГСО от КМ предлагается относительно простой и дешёвый способ: бесконтактное воздействие на неактивный КА (фрагмент КМ) узким пучком высокоскоростных ионов в целях «сдува» объекта с орбиты (см. рис. 7) (Бомбарделли и др., 2014).

Ионный пучок получают от электроракетного двигателя (ЭРД) сервисного КА, находящегося в непосредственной близости от объекта-цели (на расстоянии примерно 10...20 м). Ионы ускоряются до 30 км/с и более и, попадая на поверхность объекта-цели, воздействуют на него с некоторой силой, величина которой примерно равна величине тяги источника ионов — ЭРД. Сервисный КА сопровождает объект весь путь до орбиты захоронения, который может продлиться несколько недель.

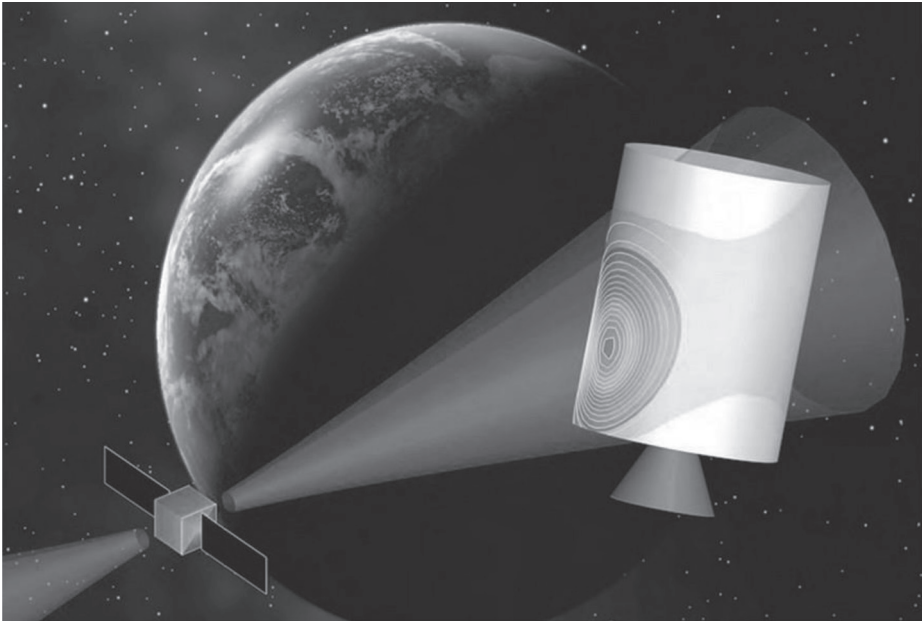


Рис. 7. Увод фрагмента КМ с рабочей орбиты при помощи ионного пучка (проект «Космический пастух») (Бомбарделли и др., 2014)

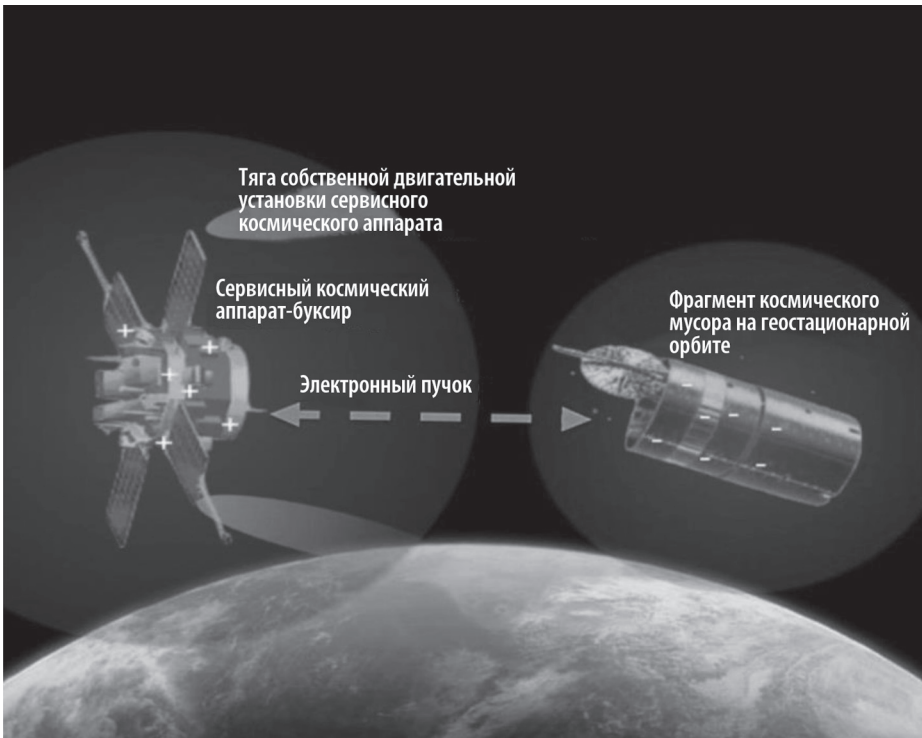


Рис. 8. Очистка рабочей орбиты от фрагментов КМ электростатическим способом (Hughes, Schaub, 2017)

Для компенсации реакции ионного двигателя (создаваемой им тяги) используют вторую двигательную установку.

Профессор Ханспетер Шауб (Hanspeter Schaub) из университета Колорадо (США) рассматривает способ бесконтактного увода фрагментов КМ с ГСО при помощи электростатического поля (см. рис. 8) (Hughes, Schaub, 2017). При электростатическом удалении фрагмента КМ с рабочей орбиты сервисный КА и объект КМ заряжают одноимёнными или противоположными электрическими зарядами. После чего сервисный КА, используя свою двигательную установку, может «толкать» или «тянуть» объект КМ, используя силу кулоновского взаимодействия.

Для того чтобы зарядить объект КМ, его облучают ионным пучком. Проблему представляет управление связкой двух электростатически взаимодействующих тел.

Полная или частичная утилизация фрагментов КМ

Термин «утилизация» определён стандартами в области ресурсосбережения как виды работ по обеспечению ресурсосбережения, при которых осуществляется переработка и/или вторичное использование отслуживших установленный срок и/или отбракованных изделий, материалов, упаковки и т. п., а также отходов (ГОСТ..., 2003). Таким образом, если говорить об утилизации КМ, то необходимо иметь в виду вторичное использование фрагментов КМ.

Примером такого подхода к утилизации КМ является проект Phoenix Агентства по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США (Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA) (рис. 9) (Bringing..., 2011), который нацелен на разработку технологий повторного использования составных частей КА, прекративших активное существование, прежде всего антенн и солнечных батарей. Так, антенна, которая стоит сотни миллионов долларов, может работать в космосе, по некоторым данным, до 100 лет и более!

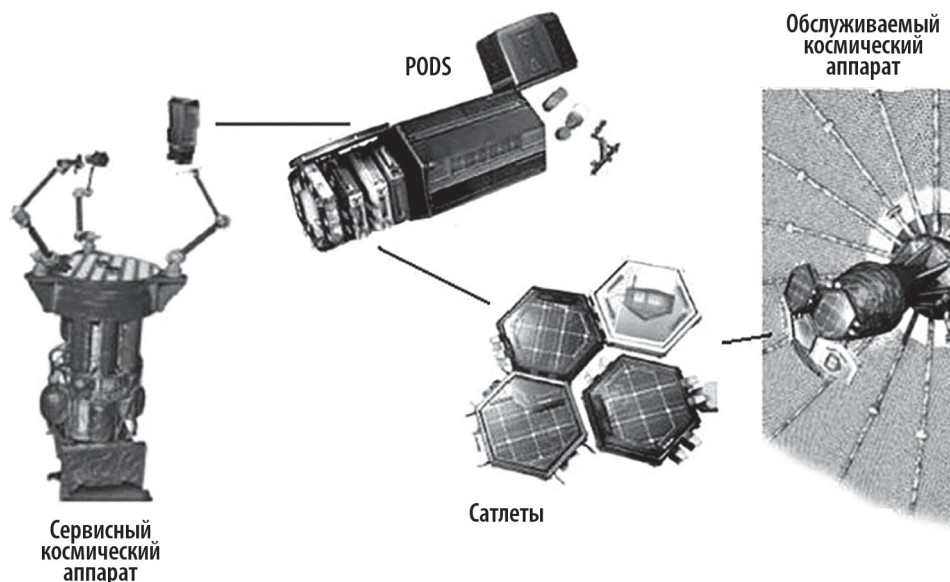


Рис. 9. Роботизированный комплекс Phoenix для утилизации и повторного использования составных частей КА, прекративших активное существование (DARPA, США)

В соответствии с идеей проекта, роботизированный комплекс Phoenix будет разбирать неактивные КА при помощи специальных манипуляторов и извлекать из них работоспособные элементы. Транспортироваться эти элементы будут с помощью специализированных малых спутников PODS (Payload orbital delivery System). Они будут находиться на борту основного КА Phoenix до тех пор, пока не потребуется их помощь в доставке элементов неисправного КА к месту монтажа — на новый спутник.

Для эффективного внедрения и широкого использования технологии Phoenix необходимо будет адаптировать архитектуру КА к утилизации в космосе. По взглядам разработчиков, платформа типичного КА должна состоять из так называемых сатлетов — элементов, на которые может быть «дезагрегирован» КА и которые обеспечивают выполнение им основных функций (навигация, управление, связь, энергообеспечение, терморегулирование и др.). При традиционном подходе каждая из этих функций выполняется соответствующей подсистемой КА.

Набор различных типов сатлетов должен быть достаточным, чтобы, «агрегируя» и соединяя соответствующими аппаратно-программными интерфейсами определённые сатлеты различных типов, можно было формировать и масштабировать достаточно широкий спектр различных платформ для будущих КА различного назначения.

В настоящее время агентство DARPA планирует демонстрационный запуск роботизированного комплекса Phoenix в 2020 г. (плюс-минус один год) и в дальнейшем будет стремиться коммерциализировать технологию утилизации КМ.

В дальней перспективе КМ может быть использован в качестве сырья для 3D- и 4D-принтеров, работающих в космосе, или для получения ракетного топлива (Скуратовский, 2015).

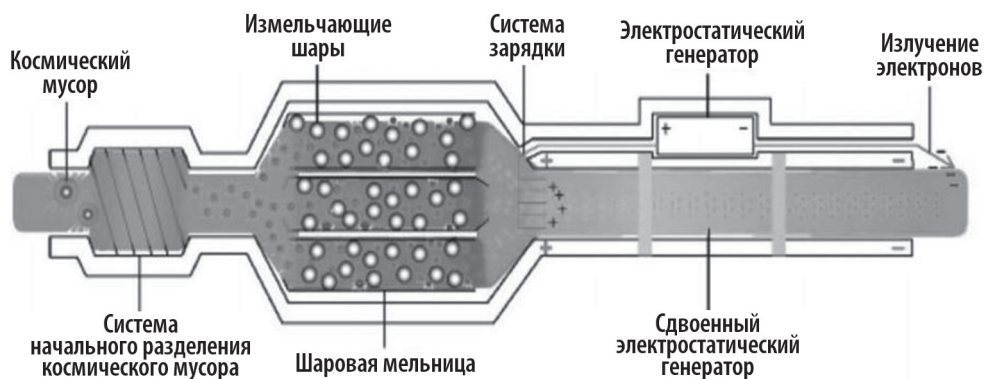


Рис. 10. Идея электроракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела мелкую фракцию КМ (Университет Циньхуа, Пекин, КНР) (Скуратовский, 2015)

Китайский учёный Лей Лан и его коллеги из Университета Циньхуа (Qinghua University) в Пекине предложили концепцию двигателя, способного превращать собранный КМ в ракетное топливо. В теории идея выглядит весьма простой (рис. 10): создать электроракетный двигатель, рабочее тело для которого получается путём сбора и измельчения ненаблюдаемого КМ (размерами менее 10 см) до порошка с последующим нагревом и ионизацией. Полученная плазма (электроны) ускоряется электрическим полем.

В России предложен проект КА для утилизации КМ, включающий ловушку для КМ и систему утилизации КМ в псевдожидкое ракетное топливо, представляющее собой смесь мелкодисперсного порошка и газовой среды (Баркова, 2018).

Пассивные методы очистки околоземного космического пространства

К пассивным относятся методы очистки, не требующие затрат энергии уводимого фрагмента КМ. В частных случаях некоторые затраты энергии на установку средств пассивного увода фрагментов КМ с рабочей орбиты могут потребоваться от активного специализированного КА.

Аэродинамические тормозные устройства

Принцип действия аэродинамических устройств увода КА с рабочих орбит основан на увеличении площади поперечного к направлению потока сечения КА, что приводит к увеличению силы аэродинамического сопротивления, которая направлена противоположно направлению движения КА (Палий, 2012). Конструктивно устройства увода могут быть выполнены как в виде объёмной конструкции — в форме шара, тора, цилиндра, пирамиды и т. д., так и плоской — в форме диска, зонта, парашюта, квадрата, комбинации различных надувных форм и пр. Для изготовления аэродинамических устройств используются тонкоплёночные полимерные материалы — такие как Mylar, Kevlar, Twaron, Zylon, Картон и углеродистая ткань. Для повышения прочности материала полимерную плёнку покрывают тонким слоем алюминия, кремния либо керамики.

В качестве примера технологии увода КА, реализующей аэродинамическое торможение, следует упомянуть устройство под названием GOLD (Gossamer Orbit Lowering Device), предложенное в 2011 г. доктором Кристен Гейтс (Kristen Gates) (Nock et al., 2010).

Оболочка GOLD (рис. 11, см. с. 44) изготавливается из полиэтилентерефталатной (ПЭТФ) плёнки с наружной металлизацией алюминием. Наружная металлизация обеспечивает защиту оболочки от разрушения. Толщина ПЭТФ — 5...12 мкм, удельная плотность — 9 г/м². GOLD System могла бы ускорить процесс естественного схода с орбиты некоторых объектов с нескольких столетий до нескольких месяцев. Система может эффективно функционировать на орбитах высотой от 750 до 900 км.

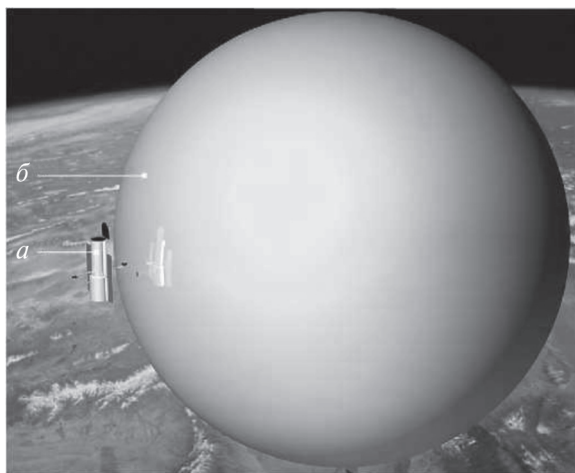


Рис. 11. Аэродинамическое устройство увода КА с рабочей орбиты GOLD по технологии Gossamer Orbit Lowering Device: *a* — уводимый с орбиты КА; *б* — надувной баллон (Nock et al., 2010)

Учёными и специалистами Научно-производственного объединения (НПО) им. С. А. Лавочкина также предложено устройство независимого автономного аэродинамического торможения на основе надувных баллонов (Нестерин и др., 2017). При использовании предложенного пассивного средства торможения время спуска с орбиты наноспутника массой 3...5 кг составит порядка десяти суток вместо двух лет естественного схода с орбиты.

К недостаткам надувных устройств относится возможность прорыва оболочки при столкновении с мелким фрагментом КМ, вероятность чего весьма высока. При этом газ выходит наружу, и устройство прекращает функционировать.

Указанного недостатка лишено устройство аэродинамического торможения в виде конуса, также предложенное сотрудниками НПО им. С. А. Лавочкина (рис. 12) (Нестерин и др., 2017).

Более сложными устройствами являются аэродинамические парусные устройства плоской конфигурации. Устройства плоской конфигурации имеют преимущества перед надувными, которое заключается в том, что при столкновении с фрагментом КМ хотя и образуется отверстие в поверхности, но устройство продолжит функционировать. Недостатками данных устройств являются сложность системы развёртывания и её повышенная масса.

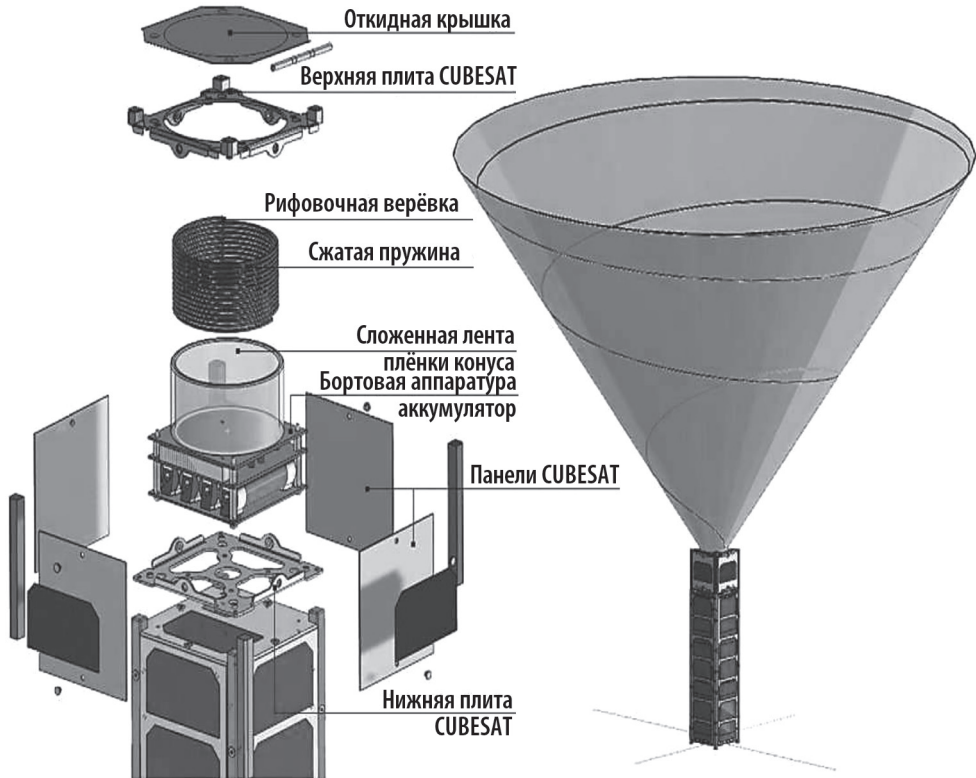


Рис. 12. Устройство аэродинамического торможения в виде конуса (НПО им. С. А. Лавочкина) (Нестерин и др., 2017)

Солнечный парус

Известно, что световое давление при высоте полёта $h < 500$ км оказывает на движение КА меньшее влияние, чем сопротивление атмосферы; на высоте полёта $500 \leq h \leq 700$ км влияние светового давления и сопротивления атмосферы приблизительно одинаково, а на высотах $h > 700$ км световое давление становится более значимым, чем сопротивление атмосферы (Раушенбах, Овчинников, 1974).

Поэтому устройства типа «Солнечный парус» (СП) могут быть использованы для увода КА, прекративших активное существование, на орбитах высотой более 700 км.

Специалисты из Суррейского космического центра предлагают Европейскому космическому агентству сверхтонкий СП с автоматической ориентацией по вектору наибольшей тяги, высокая отражающая способность которого позволяет использовать давление солнечных лучей для постепенного уменьшения скорости вращения и снижения до высот 100 км и последующего входа в атмосферу (см. рис. 4з) (Richard et al., 2013).

Стандартный парус-«паутинка», разрабатываемый Суррейским космическим центром, имеет четыре раздвижные мачты. Размер СП в развёрнутом положении — 5×5 м. В свёрнутом состоянии СП помещается в отсеке размерами $10 \times 10 \times 20$ см. Парус изготавливают из ультратонкой мембраны, а мачты — из углеволокна. Причём механические свойства углепластика позволяют свернуть мачты в рулетку.

В отличие от аэродинамических тормозящих устройств, материал устройства СП дополнительно, для увеличения коэффициента отражения, покрывается отражающим материалом, например, тонким слоем алюминия. Достоинством СП является их повышенная надёжность, а к недостаткам относятся сложные системы развёртывания и ориентации относительно Солнца.

Электродинамическая «ловушка»

Идея о возможности снижения высоты орбиты искусственного спутника Земли с помощью выпускаемого из него электродинамического проводящего троса, вдоль которого при движении в магнитном поле планеты течёт ток, была выдвинута в 1995 г. М. Grossi (США) (Grossi M., 1995).

Физический принцип, лежащий в основе данного эффекта, достаточно прост: в соответствии с преобразованиями Лоренца, в системе отсчёта, связанной с движущимся по орбите КА, электрическое поле отлично от нуля. Оно вызывает в тросе появление тока при взаимодействии с электронами/протонами окружающей плазмы. Трос с током пересекает силовые линии геомагнитного поля, и на него действует сила Ампера, тормозящая КА (рис. 13, см. с. 47).

Эффект будет максимальным для объектов на экваториальных орбитах и ослабевает с увеличением наклона орбиты.

Электродинамические тросы оказываются наиболее эффективными для сведения с рабочих орбит КА массой несколько сотен килограммов. При этом рекомендуется использовать облегчённую модификацию троса в виде ленты с характерной длиной 100...500 м (Трофимов, 2015).

С целью расширения возможности применения тросовых систем для сведения с рабочих орбит фрагментов КМ была предложена концепция электростатической тросовой системы. В этом случае тормозящая спутник сила создаётся при движении статически заряженного троса относительно ионосферной плазмы.

Японское агентство аэрокосмических исследований (JAXA) в феврале 2017 г. пыталось испытать в космосе электродинамическую «ловушку» для КМ.

Электропроводящий трос длиной около 700 м из алюминия и нержавеющей стали должен был выпустить японский беспилотный грузовой космический аппарат «Конотори-6» (Konotori-6), пристыкованный к МКС в декабре 2016 г. После выпуска троса «Конотори-6», имитировавший фрагмент КМ, должен был войти в плотные слои атмосферы и сгореть. Однако выпустить трос не удалось. Немногочисленные на сегодняшний день эксперименты выявили основную проблему тросовых механизмов — их низкую надёжность ввиду повышенного риска неудачного развёртывания троса.

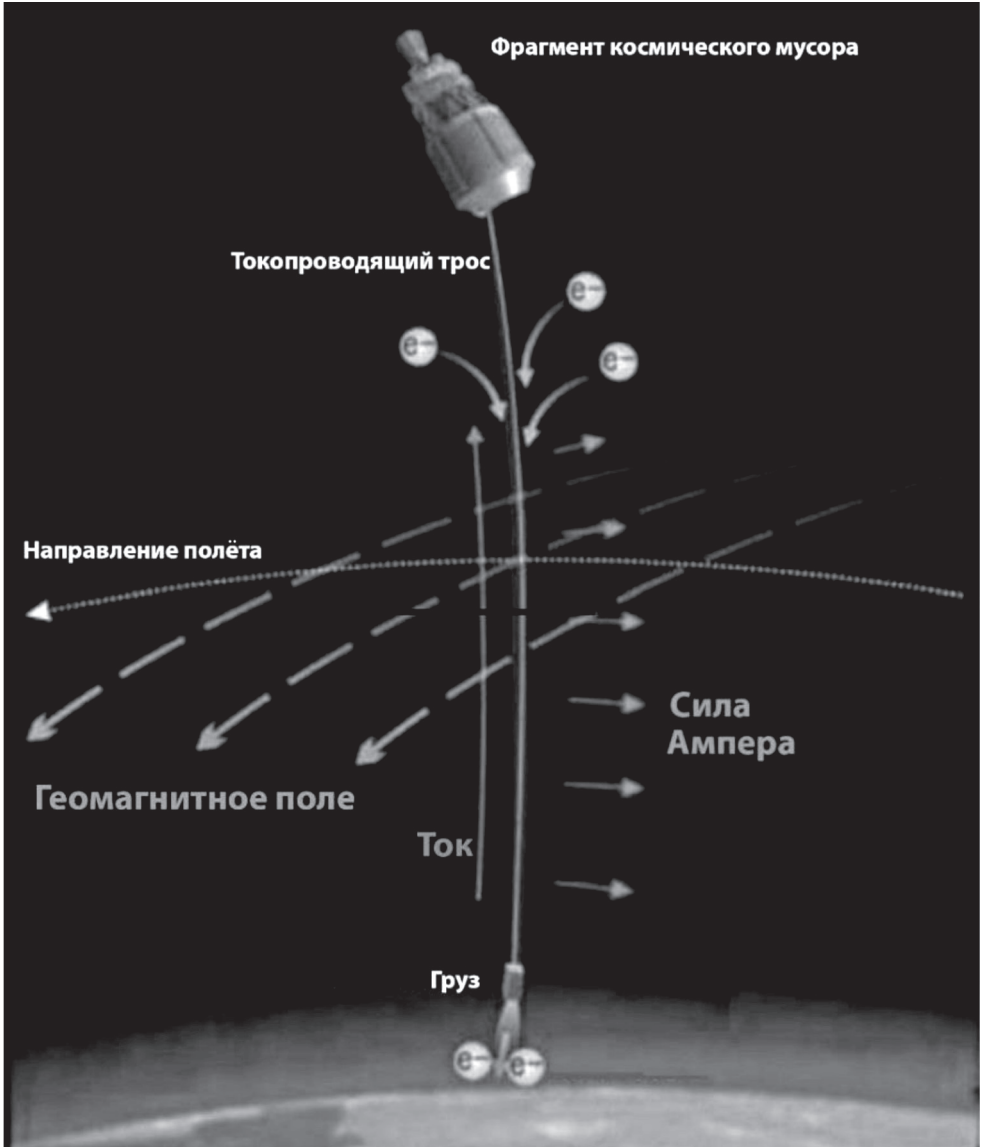


Рис. 13. Пассивная электродинамическая «ловушка» (Grossi, 1995)

ОЧИСТКА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ ОТ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Американский учёный Гурудас Гангули (Gurudas Ganguli) из Исследовательской лаборатории ВМФ США предложил метод радикальной очистки низких околоземных орбит от малоразмерного КМ при помощи вольфрамовой пыли (рис. 14) (Ganguli et al., 2011).

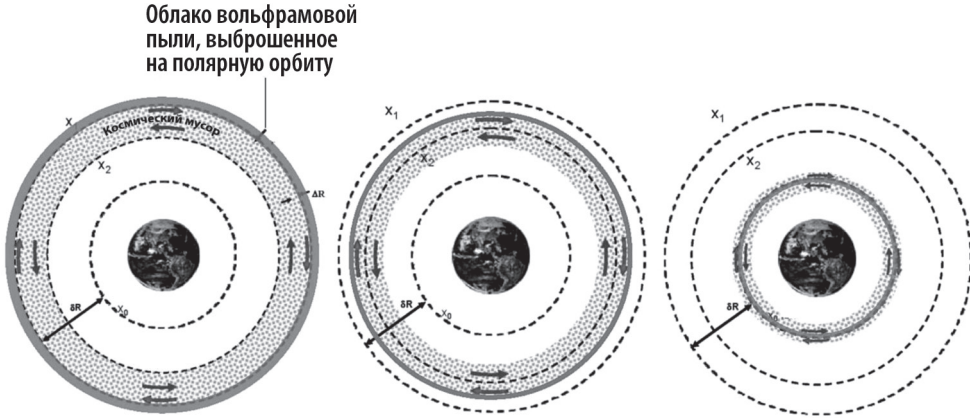


Рис. 14. Очистка низких околоземных орбит от малоразмерного КМ при помощи вольфрамовой пыли («вольфрамовый плуг»)

Идея метода состоит в том, чтобы выбросить на высоте 1100 км пылевое облако вольфрамовых частиц, создав вокруг Земли сферическую оболочку толщиной 30 км. Для этого потребуется примерно 20 т пыли. Размер частиц пыли — около 30 мкм. Сопротивление атмосферы, а также действие планетоцентрического эффекта Пойнтинга – Робертсона приведут к медленному сжатию оболочки и её приближению к Земле (Радзиевский, 1950).

Примерно за 10 лет облако опустится до критической высоты в 900 км, после чего сужение пойдёт быстрее. Облако вольфрамовой пыли будет тормозить мелкие фрагменты КМ и увлекать их за собой. По расчётам, на полную очистку ОКП в зоне низких орбит уйдёт примерно 25 лет.

Авторы проекта уверены, что большого вреда активно функционирующим КА пыль не принесёт. Однако пыль может повредить чувствительные системы действующих КА, в частности, панели солнечных батарей. Да и в случае с крупными фрагментами такая технология работать не будет.

Таким образом, это предложение можно рассматривать только в крайнем случае — как своего рода «перезагрузку» для полного очищения низких околоземных орбит при наступлении синдрома Кesslera.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведённый анализ позволяет сделать следующие выводы:

1. В связи с ростом популяции КМ актуальность предупреждения образования, ликвидации, утилизации и увода техногенных фрагментов с околоземных орбит с течением времени возрастает.

2. В настоящее время существует множество предложений, позволяющих по крайней мере отодвинуть срок наступления каскадного саморазмножения КМ (эффекта Кесслера). Для этого, как минимум, необходимо ограничивать уровень засорённости защищаемых зон ОКП (ГСО и НОО) путём оперативного увода КО, прекративших активное существование, на орбиты захоронения (которые сами по себе становятся всё более загрязнёнными) или в плотные слои земной атмосферы.
3. В ОКП, в том числе в областях ГСО и НОО, существует значительное «накопленное» загрязнение, для ликвидации которого необходим целенаправленный увод фрагментов КМ на орбиты захоронения или в плотные слои атмосферы, что требует консолидированных усилий всего международного сообщества.
4. Наиболее перспективным направлением ликвидации КМ в ОКП следует считать его утилизацию, т. е. повторное использование отдельных элементов КО, прекративших активное существование, использование фрагментов КМ в качестве сырья для 3D-принтеров или для производства ракетного топлива.
5. Наиболее острыми проблемами являются ликвидация и предупреждение каскадного саморазмножения мелкой фракции малоразмерного КМ. В случае реализации предложений по радикальной очистке НОО от мелких техногенных фрагментов, например, при помощи выброса вольфрамовой пыли, возможно прекращение доступа на околоземные орбиты в течение нескольких десятилетий.
6. Необходимы дальнейшие как теоретические исследования, так и эффективные практические шаги всех стран-членов «космического клуба» по совершенствованию и практической реализации средств и способов предупреждения образования, ликвидации, утилизации и увода КМ с околоземных орбит.

При разработке и применении средств и методов очистки ОКП от КМ необходимо учитывать, что сами эти методы также приведут к дополнительному засорению космоса. Поэтому следует тщательно просчитывать баланс между положительным эффектом использования создаваемых методов и возможными издержками от их применения.

ЛИТЕРАТУРА

- Баркова М. Е.* Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Тр. МАИ. 2018. Вып. 103. URL: <http://trudymai.ru/> (дата обращения 06.07.2019).
- Бомбарделли К., Алпатов А. П., Пироженко А. В.* и др. 2014. Проект «Космического Пастуха» с ионным лучом. Идеи и задачи // Космічна наука і технологія. 2014. Т. 20. № 2. С. 55–60.
- Вожова И. Р., Трушляков В. И., Шатров Я. Т.* Обеспечение экологической безопасности и повышение тактико-технических характеристик перспективных ракет-носителей с бортовыми системами спуска отработавших ступеней // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 4(97). С. 54–64.
- ГОСТ Р 52104-2003. Ресурсосбережение. Термины и определения. Введён 07.01.2004. М.: ИПК Изд-во стандартов, 2003. 16 с.
- ГОСТ Р 52925-2018 «Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства». Введён 01.01.2019. М.: Стандартиформ, 2018. 12 с.

- Дронь Н. М., Хорольский П. Г., Дубовик Л. Г.* Оценка энергетических и массовых характеристик систем увода космических аппаратов на базе электроракетных двигателей // Вестн. двигателестроения. 2016. № 2. С. 76–80.
- Ишков С. А., Филиппов Г. А.* Выбор проектных характеристик космического аппарата — сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги // Вестн. Самарского гос. аэрокосм. ун-та. 2014. № 4(46). С. 30–38.
- Миклашевская А.* Швейцария займётся уборкой в космосе // Коммерсантъ. 16.02.2012. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/1874567> (дата обращения 10.01.2019).
- Нестерин И. М., Пичхадзе К. М., Сысоев В. К.* и др. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит // Вестн. НПО им. С. А. Лавочкина. 2017. № 3(37). С. 20–26.
- Палий А. С.* Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) // Техн. механика. 2012. № 1. С. 94–102.
- Радзиевский В. В.* Планетоцентрический эффект лучевого торможения // Докл. Акад. наук СССР. 1950. Т. 74. № 2. С. 197.
- Раушенбах Б. В., Овчинников М. Ю.* Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
- Скуратовский Б.* Очистка орбиты от мусора: решение китайских инженеров. 2015. URL: <http://mediasat.info/2015/12/09/orbiting-garbage-collector/> (дата обращения 14.01.2019).
- Трофимов С. П.* Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., 2015. 125 с.
- Bringing satellites out of retirement — The DARPA Phoenix program (2011, October 25). URL: <https://phys.org/news/2011-10-satellites-the-darpa-phoenix.html> (дата обращения 11.01.2019).
- Esmiller B., Jacquelard Ch., Eckel H.-A., Edwin W.* Space debris removal by ground based laser. Main conclusions of the European project CLEANSPACE // Space Safety is No Accident. 7th IAASS Conf. Fridrichshafen, Germany, 20–22 Oct. 2014. P. 13–22.
- Ganguli G., Crabtree Ch., Rudakov L.* et al. A Concept for Elimination of Small Orbital Debris // Trans. Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. Aerospace Technology, Japan. 2011. P. 5.
- Grossi M.* Future of Tethers in Space // Proc. 4th Intern. Conf. Tethers in Space. Hampton, VA, USA, 1995. P. 11–23.
- Hughes J., Schaub H.* Orbital and Storm time analysis of the pulsed electrostatic Tractor // Proc. 7th European Conf. Space Debris. Darmstadt, Germany, 18–21 Apr. 2017 / ed. T. Flohrer, F. Schmitz. URL: <http://spacedebris2017.sdo.esoc.esa.int>, (дата обращения 11.01.2019).
- Kessler D. J., Cour-Palais B. G.* Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt // J. Geophysical Research. 1978. V. 83. P. 63.
- Kessler D. J., Johnson N. L., Liou J.-C* et al. The Kessler syndrome: Implications to Future Space Operations // 33rd Annu. American Astronautical Soc. Rocky Mountain Section. Guidance and Control Conf. Breckenridge, Colorado, USA. 2010.
- Lappas V.J., Forshaw J. L., Visagie L.* et al. RemoveDEBRIS: An EU low cost demonstration mission to test ADR technologies // Intern. Astronautical Congress. Toronto, Canada, 2014. P. 14.
- Nock K. T., Gates K. L., Aaron K. M.* et al. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD) for Safe and Efficient De-orbit // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Con. Toronto, Canada, Aug. 2010. P. 11.
- Richard M., Kronig L., Belloni F.* et al. Uncooperative Rendezvous and Docking for MicroSats // 6th Intern. Conf. Recent Advances in Space Technologies, RAST 2013. Istanbul, Turkey, 12–14 June 2013. P. 11.
- Shen S., Jin Xing, Chang Hao.* Cleaning space debris with a space-based laser system // Chinese J. Aeronautics. 2014. V. 27. Iss. 4. P. 805–811.
- Srikrishnan S., Dash P. K., Nadaraja P. S.* et al. An Approach for Space Debris cleaning using space based Robots // Intern. J. Engineering Research and Management (IJERM). 2015. V. 02. Iss. 06. P. 51–54.

A SURVEY OF METHODS FOR MITIGATION OF NEAR-EARTH SPACE CONTAMINATION

S. S. Veniaminov¹, V. Yu. Klyushnikov², S. S. Loginov²

¹ Scientific Research and Test Center of Central Research Air-Space Defense Institute of Ministry of Defense, Moscow, Russia

² Central Research Institute of Machine Building (TsNIImash), Moscow, Russia

The article provides an overview of methods for cleaning near-Earth space from fragments of space debris and preventing of its formation. Active and passive cleaning methods are considered. The areas of their application, advantages and disadvantages are analyzed as well.

Keywords: fragment of space debris, cleaning of near-Earth space, removal from the working orbit

Veniaminov Stanislav Sergeevich — senior scientist, doctor of sciences, professor, sveniami@gmail.com

Klyushnikov Valery Yurievich — chief researcher, doctor of sciences, senior scientist, klyushnikovvy@tsniimash.ru

Loginov Sergey Stepanovich — senior scientist, PhD, loginovss@tsniimash.ru

ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ МАЛОШУМЯЩЕЕ ФОТОПРИЁМНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ НАЗЕМНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

*И. В. Афанасьева, В. А. Мурзин, В. И. Ардиланов, Н. Г. Иващенко, М. А. Притыченко,
А. Н. Борисенко*

Специальная астрофизическая обсерватория Российской академии наук (САО РАН)
Нижний Архыз, Россия

Представлен проект широкоформатного фотоприёмного устройства на основе быстродействующей КМОП-матрицы GPixel GSense4040. КМОП-фотоприёмные устройства могут быть использованы в составе быстрых телескопов для панорамного обзора небесной сферы и поиска объектов космического мусора.

Ключевые слова: малошумящее фотоприёмное устройство, быстродействующая широкоформатная КМОП-матрица, охлаждаемая камера, астрономические наблюдения, космический мусор

ВВЕДЕНИЕ

Поиск объектов космического мусора ведётся путём панорамного обзора небесной сферы посредством быстрых телескопов с широким полем зрения. При этом важнейшими критериями являются скорость и глубина обзора. К фотоприёмным устройствам (ФПУ) в составе таких телескопов предъявляется комплекс взаимоисключающих требований. Для ускорения обзора формат и разрешение фотоприёмников должны быть как можно больше. Но объекты космического мусора имеют небольшие размеры и слабый блеск, а движутся с большими скоростями, следовательно, необходима высокая чувствительность при высокой частоте считывания кадров. Для целей фотометрии объектов необходим также высокий динамический диапазон видеоканала, что требует большого размера пикселя — от 10×10 мкм и более.

Используемые в настоящее время для этих задач ФПУ на основе крупноформатных приборов с зарядовой связью (ПЗС-матрицы с размером $4K \times 4K$ пикселей и более) обладают хорошей чувствительностью (квантовая эффективность до 95 %, шум считывания порядка $3 \dots 5 e^-$), но скорость считывания этих ФПУ ограничена уровнем 1–3 кадр/с. Для заявленных целей этой скорости недостаточно. Другой класс фотоприёмников — КМОП-фотодетекторы — реализует необходимые скорости считывания кадров (до нескольких десятков и сотен кадров в секунду), но до последнего времени выпускаемые устройства имели малые формат и размер пикселя, а также низкую чувствительность.

В настоящее время в мире активно ведётся работа по созданию широкоформатных малошумящих КМОП-фотоприёмников. По формату, квантовой эффективности и шуму считывания эти приборы почти достигли уровня ПЗС. В то же время частота считывания кадров у них выше в десятки раз. Появление КМОП-приборов с технологией засветки с обратной стороны (BSI, Backside

Афанасьева Ирина Викторовна — науч. сотр., канд. техн. наук, riv@sao.ru

Мурзин Валерий Александрович — вед. инженер, vamur@sao.ru

Ардиланов Валерий Иванович — вед. инженер, valery@sao.ru

Иващенко Николай Григорьевич — вед. инженер, ivanick@sao.ru

Притыченко Максим Александрович — вед. инженер, pma@sao.ru

Борисенко Анатолий Николаевич — вед. инженер, bora@sao.ru

illumination) также существенно повышает чувствительность фотоприёмных устройств как за счёт уменьшения потерь света в самом приёмнике, так и за счёт расширения спектрального диапазона принимаемого излучения в красной и ближней ИК (инфракрасной) областях спектра.

В качестве самых интересных для обозначенных целей можно назвать КМОП-приборы с засветкой с обратной стороны типа CIS113 фирмы Teledyne e2v (Великобритания) (<https://www.teledyne-e2v.com/markets/space/astronomy-imagining/cis113>) и GSense6060 (BSI) фирмы GPixel Inc. (КНР) (<http://en.gpixelinc.com/productMechanics/25.html>). В таблице приведены характеристики этих приборов в сравнении с ПЗС-приёмниками Teledyne e2v CCD42-90 и Kodak KAF-4320E, применяемые в настоящее время в разработанных в CAO РАН фотоприёмных устройствах для задач обзора неба (Тарасенко и др., 2014).

Сравнительные характеристики КМОП- и ПЗС-приёмников

Приёмник	CCD42-90	KAF-4320E	CIS113	GSense6060 (BSI)
Технология	ПЗС		КМОП	
Формат, пиксели	2048×4612	2048×2048	1920×4608	6144×6144
Размер пикселя, мкм	13,5×13,5	24×24	16×16	10×10
Фотоприёмная область, мм	27,6×62,2	50×50	30,7×73,7	61,44×61,44
Максимальная квантовая эффективность, %	80	65	95 (на длине волны 550 нм)	
Шум считывания, e ⁻	2,5...10	20	3	4,6
Частота считывания, кадр/с	0,25	2	2	44 (при 12-битном квантовании) 14 (при 14-битном квантовании)
Динамический диапазон	10 000	22 000	8000	2000...5000

Важным достоинством использования КМОП-приборов для решения задач по мониторингу ближнего космоса является возможность отказаться от медленного механического затвора, используя затвор электронный. Тем самым существенно возрастает временная и координатная точность регистрации, повышается надёжность камеры.

Исходя из изложенного, в CAO РАН было принято решение о создании фотоприёмного устройства на основе охлаждаемого фотоприёмника GSense6060. Основными трудностями при реализации такого проекта являются сложность управления таким прибором, а также обработка, передача и сохранение огромного генерируемого потока видеоданных, достигающего 30 Гбит/с при непрерывном считывании. Для решения данной проблемы планируется использовать большой опыт, накопленный в CAO РАН. В настоящее время нами уже реализован контроллер DINACON-V (<https://www.sao.ru/hq/adlab/dinacon.html>) для мозаичных ПЗС-приёмников, с которым управляющий компьютер соединяется оптоволоконной линией связи с общей производительностью 10 Гбит/с. На основе этого контроллера создана мозаичная камера с перспективой установки 16 крупноформатных ПЗС для телескопа АЗТ-33ВМ (Институт солнечно-земной физики СО РАН). Коллектив разработчиков имеет значительный опыт создания ФПУ с крупными одиночными ПЗС-фотодетекторами с термоэлектрическим охлаждением (Мурзин и др., 2016).

В настоящем проекте также ставится задача предусмотреть возможность применения в разработанной камере КМОП-фотоприёмника несколько меньшей площади — GSense4040 форматом 4096×4096 пикселей (<http://en.gpixelinc.com/productMechanics/23.html>). Это позволит реализовать вариант более дешёвой камеры с менее чувствительным приёмником, но имеющей большую частоту считывания — до 96 кадр/с. Далее описан первый этап проекта, рассчитанный до конца 2019 г.: разработка ФПУ на основе приёмника GSense4040.

ОПИСАНИЕ ПРОЕКТА

КМОП-матрица GSense4040 с фронтальной засветкой (FSI, Front Side Illumination) поставляется в двух исполнениях: СМТ — с микролинзами и антибликовым покрытием, СМN — без микролинз.

Основные характеристики фотоприёмника:

- формат 4096×4096 пикселей;
- фоточувствительная область 36,9×36,9 мм;
- площадь пикселя 9,0×9,0 мкм;
- квантовая эффективность <74 % (для версии СМТ);
- динамический диапазон 86 дБ;
- темновой ток 0,1 е⁻ при температуре фотодетектора –30 °С;
- частота 24 кадр/с при бининге 1×1, 96 кадр/с при бининге 2×2;
- шум считывания 3,7 е⁻.

Задача создания ФПУ включает несколько подзадач — конструирование крупноформатной фотоприёмной камеры с термоэлектрическим охлаждением, разработка контроллера с высокой производительностью и эффективного программного обеспечения.

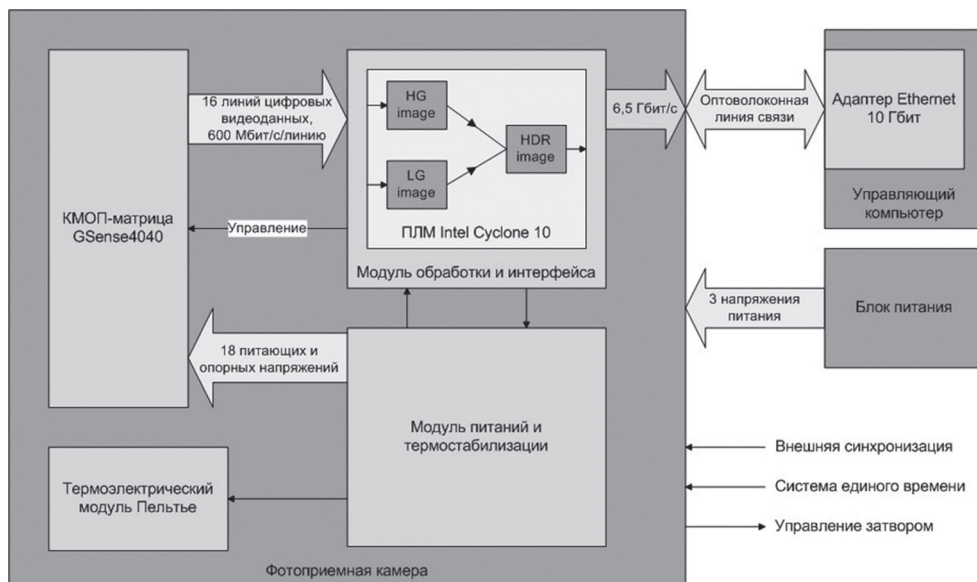


Рис. 1. Структура ФПУ

Структура фотоприёмного устройства приведена на рис. 1. Кадр считывается одновременно через два видеовыхода с различным усилением, преобразуется в 12-битный цифровой код непосредственно в фотоприёмнике и передаётся в контроллер по 16 цифровым линиям данных. Контроллер из полученных двух кадров конструирует результирующий кадр с разрешением 16 бит. При частоте 24 кадр/с формируется интенсивный поток цифровых видеоданных — до 6,5 Гбит/с.

Фотоприёмная камера (рис. 2) имеет газонаполненную оптическую головку. Для уменьшения теплообмена в объёме оптической головки фотоприёмник помещается в среду инертного газа. Фотоприёмник охлаждается с помощью двухступенчатого элемента Пельтье, что позволяет достигать рабочей температуры на 40 °С ниже температуры радиатора. Отвод тепла от радиатора осуществляется либо воздушным потоком, либо посредством жидкостного охлаждения. Понижение рабочей температуры фотодетектора снижает его собственный тепловой ток при длительных экспозициях.



Рис. 2. Внешний вид фотоприёмной камеры

Фотоприёмное устройство предназначено для эксплуатации в открытых условиях окружающей среды, поэтому герметизация электронных узлов выполнена по степени защиты IP66.

В камере предусмотрена возможность юстировки фокальной плоскости фотоприёмника относительно монтажной плоскости фланца. Установка камеры на оптическую систему производится посредством фронтальных или боковых монтажных отверстий. При необходимости камера комплектуется адаптером объектива. Малые габариты камеры позволяют минимизировать потери света при расположении камеры во входном световом пучке телескопа.

Характеристики фотоприёмной камеры:

- рабочая температура фотоприёмника –10 °С при воздушном охлаждении, –25 °С при жидкостном охлаждении ФПУ;
- рабочая температура окружающей среды от –40 до +40 °С;
- габариты камеры $\varnothing 136 \times 130$ мм;
- масса камеры 3 кг.

Контроллер ФПУ строится на базе программируемой логической матрицы высокой степени интеграции со встроенными приёмопередатчиками Ethernet производительностью 10 Гбит/с. В состав входят два модуля: 1) питания и термостабилизации и 2) обработки и интерфейса. Контроллер реализует высокие фотометрические характеристики фотоприёмника — низкий шум и большой динамический диапазон при одновременном считывании изображения по двум

видеоканалам с различным усилением и последующим объединении в один кадр. Имеются также режимы считывания с двукратным бинингом, режимы со строковым затвором и с общим сбросом, считывание нескольких фрагментов кадра, накопление в режиме пониженного темнового тока для длинных экспозиций. Длительность экспозиции от 10 мкс (для фрагментов) до 1000 с. Предусмотрена возможность привязки кадров к системе единого времени. Синхронизация считывания данных осуществляется по внешнему или внутреннему сигналу.

Для передачи потока видеоданных используется оптоволоконная линия связи длиной до 30 м с обменом пакетами в стандарте Ethernet с адаптером 10 Гбит/с со стороны управляющего компьютера.

Для управления работой ФПУ и сбора данных разрабатывается комплекс программ на основе накопленного опыта (Афанасьева, Новиков, 2016; Afanasieva, 2015).

Комплекс программ включает:

- модуль сбора и управления;
- модуль визуализации и обработки;
- библиотеку разработчика (SDK).

Основные возможности программного обеспечения:

- управление режимами работы фотоприёмника;
- задание параметров экспозиции;
- сохранение видеоданных и их передача на удалённый сервер сбора;
- визуализация и предварительный анализ изображений;
- настройка, телеметрия и тестирование ФПУ;
- контроль температуры;
- автоматизация наблюдений с помощью интерфейса программирования приложений (API).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Фотоприёмное устройство разрабатывается специально для астрономических применений, оптимизировано для работы в данной области и имеет следующие особенности:

- широкий диапазон значений рабочей температуры;
- герметичное исполнение корпуса камеры;
- воздушное или жидкостное охлаждение камеры;
- большая длина линии связи с камерой и обеспечение достижимости максимальной кадровой частоты приёмника;
- возможность работы в составе роботизированных телескопов;
- настройка свойств камеры и программного обеспечения под нужды заказчика;
- дополнительные преимущества — невысокая стоимость и доступность сервисного обслуживания, поскольку устройство изготавливается отечественным производителем.

Результаты проекта позволят реализовать новый класс фотоприёмных устройств — широкоформатные малощумящие ФПУ на основе быстродействующих фотоприёмников КМОП. Приборы данного класса в мире разрабатываются ускоренными темпами и в обозримом будущем могут вытеснить классические ПЗС-приборы в астрономическом применении. Такие устройства крайне необходимы для многих методов прикладной и фундаментальной астрономии. Они, прежде всего, найдут применение для мониторинга ближнего космоса, а также

для поиска быстропеременных объектов в дальнем космосе. Данная технология позволит сократить время обзора неба, увеличить точность временной и координатной привязки наблюдаемых объектов.

На 6-метровом телескопе БТА (САО РАН) ФПУ предполагается использовать в следующих приложениях: интегральная полевая спектроскопия и интерферометрия с интерферометром Фабри-Перо, спекл-интерферометрия и компенсация искажений волнового фронта.

Полученное техническое решение планируется использовать на этапе 2020 г. для варианта ФПУ с широкоформатными КМОП-матрицами GSense6060. По результатам разработки предполагается организовать мелкосерийное производство фотоприёмных устройств.

ЛИТЕРАТУРА

- Афанасьева И. В., Новиков Ф. А.* Архитектура программного обеспечения систем оптической регистрации // Информационно-управляющие системы. 2016. № 3(82). С. 51–63.
- Мурзин В. А., Маркелов С. В., Ардиланов В. И.* и др. Астрономические ПЗС-системы для 6-метрового телескопа БТА (обзор) // Успехи прикладной физики. 2016. Т. 4. № 5. С. 500–506.
- Тарасенко И. В., Юрасов В. С., Коноплев А. О.* и др. Методы и технические средства обнаружения и измерения параметров движения космического мусора // Электромагнитные волны и электронные системы. 2014. Т. 19. № 8. С. 55–59.
- Afanasyeva I. V.* Data acquisition and control system for high-performance large-area CCD systems // Astrophysical Bull. 2015. V. 70. No. 2. P. 232–237.

A HIGH-SPEED LOW-NOISE CMOS CAMERA FOR GROUND-BASED OBSERVATIONS OF SPACE DEBRIS OBJECTS

I. V. Afanasyeva, V. A. Murzin, V. I. Ardilanov, N. G. Ivaschenko, M. A. Pritychenko, A. N. Borisenko

Special Astrophysical Observatory of the Russian Academy of Sciences (SAO RAS)
Nizhnij Arkhyz, Russia

The large-area CMOS-camera project based on the high-performance GPixel GSense4040 sensor is presented. CMOS-camera can be used for a panoramic view of the celestial sphere and the space debris search as a part of the fast telescopes.

Keywords: low-noise camera, high-performance large-area cmos detector, cooled camera, astronomical observations, space debris

Afanasyeva Irina Viktorovna — researcher, PhD, riv@sao.ru
Murzin Valerii Aleksandrovich — lead engineer, vamur@sao.ru
Ardilanov Valerii Ivanovich — lead engineer, valery@sao.ru
Ivaschenko Nikolaii Grigorievich — lead engineer, ivanick@sao.ru
Pritychenko Maksim Aleksandrovich — lead engineer, pma@sao.ru
Borisenko Anatolii Nikolaevich — lead engineer, bora@sao.ru

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ КАК СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

Ю. В. Бабкин

Акционерное общество «Радиотехнический институт имени академика А. Л. Минца» (АО РТИ), Москва, Россия

Рассмотрены возможности современных радиолокационных средств по наблюдению высокоорбитальных космических объектов. В данной работе под такими объектами понимаются объекты, находящиеся на дальности большей, чем 5000...10 000 км. В настоящее время основным источником информации об орбитальных параметрах высокоорбитальных космических объектов являются оптические средства наблюдения. Стоит упомянуть, что источниками подавляющего количества информации о движении низких искусственных спутников Земли являются радиолокационные станции. При наблюдении объектов на высоких орбитах главной сложностью является низкий уровень мощности ответного сигнала. Применение пачки сигналов с последующим когерентным суммированием мощности позволяет обнаруживать объекты на расстояниях до нескольких десятков тысяч километров. Отрицательной стороной при этом является длительное время получения одного замера положения объекта (до нескольких секунд). В силу больших энергетических и временных затрат для получения одного замера, а также по ряду других причин радиолокационные наблюдения высокоорбитальных космических объектов должны проводиться в особом режиме, когда все энергетические и временные ресурсы станции тратятся только на их наблюдение. Большая длительность получения одного замера делает невозможным поиск таких объектов и вынуждает проводить их обнаружение и наблюдение по априорным орбитальным данным. Оперативное наблюдение объектов радиолокационными средствами возможно вне зависимости от погодных условий и времени суток. Наблюдения высокоорбитальных космических объектов актуальны для поддержания каталога космических объектов и могут проводиться с целью определения (уточнения) параметров движения, подтверждения нахождения объекта на орбите.

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, искусственный спутник Земли, высокоорбитальный космический объект, космический мусор, мониторинг околоземного пространства, радиолокация, радиолокационная станция

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наземные радиолокационные станции (РЛС) являются основными наблюдательными средствами, осуществляющими непрерывный мониторинг околоземного космического пространства (ОКП), поиск и определение параметров движения низких искусственных спутников Земли (НИСЗ) (Аксёнов и др., 2017).

Вместе с тем, наблюдение космических объектов на расстояниях свыше 5000...10 000 км для радиолокационных средств осложнено объективными причинами (главная из них — ослабление ответного сигнала с увеличением дистанции зондирования) (Бабкин, Якубовский, 2017).

Наблюдения таких объектов не ведутся средствами РЛС на регулярной основе до сих пор. С точки зрения радиолокации такие объекты составляют особый класс, и в рамках настоящей статьи условно под ВОКО будут пониматься все объекты, наблюдающиеся на расстояниях свыше 5000...10 000 км. Радиолокационные измерения ВОКО обладают преимуществами перед оптическими в том, что их

проведение не зависит от времени суток и метеорологических условий. В получаемых координатных измерениях кроме угловых составляющих присутствуют также дальность и радиальная скорость. Радиолокационные измерения могут быть полезны для оперативного уточнения параметров следующих объектов, классифицируемых как ВОКО:

- действующих аппаратов, совершающих периодические корректировки орбит;
- объектов, движущихся по высокоэллиптическим траекториям, имеющих большую погрешность в параметрах орбиты из-за слабопрогнозируемых возмущений орбитальных параметров за счёт торможения в верхних слоях атмосферы после прохождения области перицентра своей орбиты.

РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ КАК ИСТОЧНИК ИНФОРМАЦИИ ОБ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКАХ ЗЕМЛИ

Главными особенностями РЛС (с точки зрения мониторинга околоземного космического пространства) являются:

- возможность измерения 4-мерных координат (дальности и радиальной скорости с высокой точностью) для определения орбитальных параметров движения космических объектов;
- приёмо-передающее полотно, представляющее собой крупноапертурную фазированную антенную решётку с цифровым управлением диаграммой направленности;
- возможность режима когерентного накопления сигнала для повышения дальности наблюдения;
- гибкая адаптация радиолокационных станций к текущим радиофизическим условиям работы, оценка и учёт текущего состояния среды распространения сигнала;
- высокая вероятность обнаружения объектов на большой дальности от РЛС за счёт использования алгоритмов адаптации параметров зондирующих сигналов и обработки принимаемых сигналов.

Для того, чтобы показать специфику радиолокационных наблюдений ВОКО по сравнению с НИСЗ, будет кратко описан подход к наблюдению низкоорбитальных объектов средствами РЛС (Вениаминов, Червонов, 2012; Муртазов, 2010; Назаренко, 2013). Решаются следующие задачи:

- непрерывный мониторинг ОКП, поиск низкоорбитальных космических объектов;
- наблюдение космических объектов с заданными темпом и длительностью сопровождения;
- формирование некоординатной информации по объекту: определение эффективной площади рассеяния (ЭПР) объекта, факта возможного вращения объекта;
- вычисление орбитальных параметров движения космического объекта на основе накопленных измерений.

Автоматизация обмена данными между РЛС позволяет эффективнее использовать ресурсы наблюдательных средств, оперативно получать информацию о наиболее важных объектах — действующих аппаратах с корректируемыми орбитами, сходящих с орбиты спутников, важных запускаемых отечественных космических аппаратов. Продолжительность сеанса наблюдения искусственных спутников Земли (ИСЗ) выбирается как компромисс между достижением высокой

точности определения параметров движения и экономией энергетических и временных ресурсов станции. Средняя длительность наблюдения ИСЗ, достаточная для надёжного определения параметров орбиты, составляет порядка 1–2 мин, максимальное время нахождения аппарата в зоне локации — до 10–20 мин.

РЕЖИМ «ВОКО»

В рамках задачи радиолокации высокоорбитальные объекты должны наблюдаться в специальном режиме работы РЛС «ВОКО», специфичность которого следует из особенностей движения и наблюдения таких объектов по сравнению с низкими ИСЗ. Главная проблема наблюдения ВОКО заключается в низком уровне ответного сигнала. Мощность отражённого сигнала падает обратно пропорционально четвёртой степени расстояния до объекта. Одним из путей решения этой проблемы (уверенное получение ответного сигнала от ВОКО) является увеличение длительности зондирующего сигнала, использовании пачек сигналов, когерентное суммирование отражённых сигналов. Такой подход ведёт к серьёзному увеличению длительности получения одного замера. Например, длительность одного зондирования объекта на геостационарной орбите составит несколько секунд. Это является причиной невозможности выполнения задачи поиска и наблюдения ИСЗ совместно с наблюдениями ВОКО. Паузы подобной длительности могут привести к срыву сопровождения наблюдаемых ИСЗ (Саврасов, 1985).

В остальном специфичность алгоритмов работы РЛС по ВОКО следует из особенностей их движения по сравнению с низкими ИСЗ. За счёт медленной угловой скорости движения ВОКО для определения параметров орбит ИСЗ требуется как можно большее время сопровождения объекта. Длительность сеанса наблюдения ограничена сверху пребыванием аппарата в секторе обзора станции. Для ВОКО максимальная длительность нахождения в секторе достигает десятков минут (для высоты движения 10...20 тыс. км). Для геостационарных ИСЗ возможно постоянное нахождение в секторе. При достаточной точности целеуказаний темп сопровождения ВОКО может составлять один замер за 1–10 мин (против нескольких десятков измерений в минуту для низких ИСЗ).

ВОЗМОЖНОСТИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ ПО НАБЛЮДЕНИЮ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Размер области пространства одного зондирования

Область пространства одного осмотра радиолокационными средствами в первом приближении есть цилиндр. Диаметр цилиндра, т. е. размеры зондирующего луча, составляет несколько градусов. Высота цилиндра есть длительность строба приёма. Строб приёма зависит от параметров сигнала и параметров приёма и варьируется от нескольких километров до нескольких сотен километров.

Вероятность обнаружения

Главная сложность наблюдения ВОКО радиолокационными методами состоит в том, что мощность ответного сигнала падает обратно пропорционально четвёртой степени дальности до объекта. Принимая во внимание характеристики объектов на низких орбитах, доступных радиолокационным наблюдениям, можно сделать оценку возможности по обнаружению ИСЗ на более высоких орбитах.

Объект с ЭПР в 1 м^2 может быть обнаружен с высокой степенью вероятности в 95 % (с отношением сигнал/шум 15 дБ) на дистанции до 7000 км, объект с ЭПР в 10 м^2 на дистанции 12 000 км. При наблюдениях на больших дистанциях для увеличения мощности сигнал/шум следует использовать пачки импульсов.

Длительность одного зондирования

Длительность получения одного замера по объекту зависит от длительности сигнала и, в большей мере, от расстояния до объекта и количества импульсов в пачке. В таблице приведена оценка длительности реализации одиночного сигнала и пачек с N импульсами при наблюдении ВОКО на различных расстояниях R . Исходя из оценок длительности получения одного измерения по объекту, можно сделать несколько выводов. Не прерывая мониторинга НИСЗ, возможна работа одиночными импульсами по одному ВОКО на расстоянии до 10 000...15 000 км с частотой раз в несколько десятков секунд. На таком расстоянии доступны для наблюдения объекты с ЭПР до 100 м^2 . Принимая во внимание, что частота наблюдения ВОКО на таких дистанциях может составлять один замер один раз в несколько минут, делается вывод, что затраты временного и энергетического ресурсов РЛС на наблюдения ВОКО составит порядка 1 %.

Оценка длительности получения замеров по ВОКО

R , км	$N = 1 \text{ с}$	$N = 4 \text{ с}$	$N = 16 \text{ с}$	$N = 64 \text{ с}$
5 000	0,07	0,28	1,15	4,62
10 000	0,10	0,42	1,69	6,76
20 000	0,17	0,68	2,75	11,02
30 000	0,23	0,95	3,82	15,29
40 000	0,30	1,22	4,89	19,56

Наблюдения ВОКО на расстояниях свыше 15 000...20 000 км невозможны одновременно с наблюдениями НИСЗ. Работа по таким ВОКО должна проводиться в специальном режиме работы РЛС: мониторинг ОКП и наблюдение НИСЗ не производится; весь энергетический и временной ресурс РЛС тратится на наблюдение ВОКО. Наблюдения производятся по априори известным целеуказаниям. Со средним темпом сопровождения, когда замеры проводятся один раз в несколько минут, возможно одновременное наблюдение до нескольких десятков ВОКО.

Возможность поиска ВОКО

Как следует из значений длительности получения замера по ВОКО и величины объёма пространства одного осмотра, поиск таких объектов в достаточно большой области пространства нецелесообразен с точки зрения временных затрат. По ВОКО возможно работать, используя целеуказания с априорными данными о движении объектов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На радиолокационных станциях возможно проводить наблюдения высокоорбитальных космических объектов. В силу длительности получения замеров по удалённым объектам поиск ВОКО в большом объёме космического пространства

практически невозможен. Работа по таким объектам возможна по целеуказани-ям. Длительность наблюдения ограничена только временем пребывания объек-та в секторе обзора станции. Темп сопровождения может составлять несколько замеров в минуту. Возможно наблюдение средствами РЛС одного ВОКО на рас-стоянии до 10 000...15 000 км, не прерывая работы по низким искусственным спутникам Земли. При выделении всего временного и энергетического ресурса станции на наблюдения ВОКО возможно одновременное наблюдение до несколь-ких десятков ВОКО на расстояниях 10 000...40 000 км. Темп наблюдения объектов зависит от текущей дальности и может варьироваться от одного замера один раз в 10–30 с для аппаратов на дальности 10 000...20 000 км до одного замера один раз в несколько минут для объектов, находящихся на расстоянии в 30 000...40 000 км.

ЛИТЕРАТУРА

- Аксёнов О. Ю., Вениаминов С. С., Якубовский С. В.* Возможности сплошного радиолокаци-онного поля СПРН по наблюдению космических объектов // Экологич. вестн. науч. центров Черноморского экономич. сотрудничества. 2017. № 4. Вып. 2. С. 12–19.
- Бабкин Ю. В., Якубовский С. В.* Возможность мониторинга высокоорбитальных космиче-ских объектов радиолокационными средствами дальнего обнаружения // Экологич. вестн. науч. центров Черноморского экономич. сотрудничества. 2017. № 4. Вып. 2. С. 28–33.
- Вениаминов С. С., Червонов А. М.* Космический мусор — угроза человечеству. М.: ИКИ РАН, 2012. 190 с.
- Муртазов А. К.* Экологический мониторинг околоземного пространства оптическими средствами: монография. Рязань: РГУ имени С.А. Есенина, 2010. 252 с.
- Назаренко А. И.* Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013. 216 с.
- Саврасов Ю. С.* Алгоритмы и программы в радиолокации. М.: Радио и связь, 1985. 216 с.

THE CAPABILITY OF MONITORING THE SATELLITES I N HIGH ORBITAL SPACE OBJECTS BY MEANS OF RADAR

Yu. V. Babkin

Joint Stock Company "Academician A. L. Mints Radiotechnical Institute", Moscow, Russia

The article discusses the capabilities of modern radar for the observation of medium and high Earth orbit space objects. Currently, optical means of observation are the main sources of information about medium Earth orbit space objects. The main problem of radar is to monitor the near-earth space, search for and determine the orbit parameters of low Earth orbit. When observing objects in high orbits, the difficulty of observing a satellite is in the weak power of the reflected signal. Radar surveillance should be carried out in a special mode. All energy and time resources of the radar are spent for monitoring of medium Earth orbit space objects.

Keywords: near-earth space, artificial satellite, high orbital space object, space debris, space control system, radiolocation, radar

ВОЗМОЖНОСТИ ПО РЕГИСТРАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ОПТИЧЕСКИМИ КАМЕРАМИ, РАЗМЕЩАЕМЫМИ НА СПУТНИКАХ ТИПА КУБСАТ

С. А. Богачёв, Н. Ф. Ерхова, А. С. Ульянов, А. А. Холодилов, А. А. Перцов, С. В. Кузин

Физический институт имени П. Н. Лебедева Российской академии наук (ФИАН)
Москва, Россия

Космический мусор становится всё более значимой проблемой для пилотируемой и спутниковой космонавтики. В настоящее время только на низких околоземных орбитах находится несколько десятков тысяч фрагментов космического мусора размером более 10 см. Значительная часть этих объектов не каталогизирована. Мы обсуждаем возможности по поиску фрагментов космического мусора с помощью оптических камер, размещаемых на аппаратах типа кубсат. Представлен возможный облик соответствующей аппаратуры, разработанный с учётом габаритных и иных ограничений, накладываемых платформой кубсат. Оцениваются возможности аппаратуры с точки зрения наблюдения объектов разных размеров в диапазоне расстояний до 1000 км.

Ключевые слова: кубсат, космический мусор, оптическая камера

ВВЕДЕНИЕ

Кубсатами называются малоразмерные космические аппараты, имеющие стандартизированную модульную структуру. Спецификация кубсатов была разработана в 1999 г. Калифорнийским политехническим университетом (*англ.* California State University) и Стэнфордским университетом (*англ.* Leland Stanford Junior University). Главным элементом этой спецификации является стандартное шасси-каркас с размерами приблизительно $10 \times 10 \times 10$ см (так называемый модуль 1U). Стандарт кубсата, в числе прочего, содержит требования к массе, положению центра масс, материалу конструкции и к ряду других, преимущественно конструктивных, характеристик (6U CubeSat..., 2016; CubeSat..., 2015). Например, максимальная масса кубсата 1U не должна превышать 1,33 кг, 2U — 2,66 кг, 3U — 4 кг. Центр масс кубсата не должен отклоняться более чем на 2 см от его геометрического центра для 1U, 4,5 см — для 2U и 7 см — для 3U. Справедливости ради надо сказать, что эти стандарты не всегда соблюдаются.

Общепринятые спецификации на внутреннее оборудование кубсатов отсутствуют, но в целом, в мире и в нашей стране (см., например, (Belokonov, Avargiskin, 2018)) рядом организаций выпускается полный совместимый друг с другом набор стандартного оборудования, позволяющий в относительно короткие сроки собрать работающий спутник. К настоящему времени (2019) таким способом в мире было изготовлено и выведено в космос порядка 1000 кубсатов. Наиболее популярным размером кубсата является размер 3U (Villela et al., 2019).

Простота изготовления кубсатов является привлекательной для научных применений (Achieving..., 2016). Вместе с тем, доля научных кубсатов пока невелика. В частности, по состоянию на 2017 г. из 1200 кубсатов только около 130

Богачёв Сергей Александрович — гл. науч. сотр.,

д-р физ.-мат. наук, проф. РАН, bogachev@lebedev.ru

Ерхова Наталья Феликсовна — инженер, erhovanf@lebedev.ru

Ульянов Артём Сергеевич — науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, ulyanovas@lebedev.ru

Холодилов Антон Александрович — инженер 1-й категории, holodilovaa@lebedev.ru

Перцов Андрей Александрович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, perzov@sci.lebedev.ru

Кузин Сергей Вадимович — зав. лаб., д-р физ.-мат. наук, s.kuzin@lebedev.ru

были предназначены для проведения научных исследований достаточно высокого уровня. Из наиболее впечатляющих примеров можно привести кубсаты Mars Cube One, которые были доставлены к Марсу в прошлом году с миссией InSight и сфотографировали Марс с расстояния несколько тысяч километров (Klesh, Krajewski, 2018). И хотя снимки Марса, конечно, не были революционными, но как демонстрация возможностей кубсатов данный эксперимент является весьма убедительным.

В настоящей статье мы рассматриваем возможность по переносу на технологию кубсат задач по оптической регистрации космического мусора (КМ). Под космическим мусором понимаются объекты искусственного происхождения, которые уже не служат первоначальным задачам и находятся в неконтролируемом движении в околоземном пространстве. Размеры этих объектов лежат в диапазоне от долей миллиметра до одного метра и более. В диапазоне размеров свыше 10 см объекты КМ наблюдаются с Земли средствами радиолокационного контроля. В субмиллиметровой области их популяция может изучаться прямым детектированием, например, с помощью пьезоэлектрических детекторов пыли, устанавливаемых, в том числе, и на кубсатах (Brumbaugh et al., 2012). В диапазоне от 1 мм до 10 см оба этих способа не работают, и наиболее эффективным является поиск и регистраций этих объектов аппаратурой, находящейся прямо в космосе и работающей в оптическом диапазоне, т.е. наблюдающей КМ по отражаемому им свету Солнца. Надо сказать, что именно этот диапазон размеров представляет наибольший интерес с точки зрения безопасности космических полётов, так как объекты КМ размерами выше 10 см опасны, но малочисленны, в диапазоне менее 1 мм объектов очень много, но они не представляют угрозы для спутников, а в диапазоне от 1 мм до 10 см и число объектов, и их опасность достаточно велики.

Настоящая работа состоит из трех разделов. В первом представлены результаты наших исследований КМ на больших космических обсерваториях серии «Коронас». Во втором описаны предложения по модификации данного оборудования для спутника типа кубсат. В последнем содержатся краткие выводы.

НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА АППАРАТАХ СЕРИИ «КОРОНАС»

Программа космических исследований «Коронас» реализовывалась Российской академией наук в период с 1990 по 2010 г. Всего за указанное время было подготовлено и выведено на орбиту три космических обсерватории: «Коронас-И» (1994), «Коронас-Ф» (2001) и «Коронас-Фотон» (2009). Наблюдения космического мусора были дополнительной задачей и выполнялись по оптическим наблюдениям с помощью звёздных датчиков, входивших в состав комплекса аппаратуры. Соответствующие исследования велись Физическим институтом имени П. Н. Лебедева РАН ФИАН на аппаратах «Коронас-Ф» и «Коронас-Фотон».

Конструктивно звёздные датчики состояли из входной бленды, объектива и ПЗС-матрицы. Объектив датчиков на аппарате «Коронас-Ф» имел светосилу 1:1. Бленда была сужающейся и имела внешний диаметр (входная апертура) 60 мм и внутренний (в области примыкания к объективу) 50 мм. ПЗС-матрица имела формат 768×288 ячеек размером 17×34 мкм каждая. Поле зрения звёздного датчика составляло 11°, разрешение 1×2 угл. мин. Регистрация звёзд и других объектов проводилась под углом примерно в 90° к направлению на Солнце. Чувствительность аппаратуры позволяла регистрировать звёзды до $>12^m$ и аналогичные по яркости объекты. Всего в составе аппаратуры было два звёздных датчика, «смотревших» в одном направлении. Время экспозиции датчиков составляло 1,1...2,2 с.

Пример регистрации космического мусора на спутнике «Коронас-Ф» показан на рис. 1. Объект КМ виден как протяжённый трек, хорошо различающийся на фоне неподвижных звёзд. Так как оба датчика смотрели в одном направлении, то след от объекта виден на обоих детекторах. Такие одновременные наблюдения позволяют, в числе прочего, различать ситуации реальной регистрации КМ и артефактов, возникающих при попадании на детектор заряженной частицы. В последнем случае также формируется трек, который, однако, виден только на одном детекторе, с которым взаимодействовала частица. Справедливости ради следует отметить, что разделить эти два случая можно и при работе с одним датчиком при условии его оснащения быстродействующим электронным затвором, позволяющим получить два последовательных изображения за время меньшее, чем время пролёта фрагмента КМ в поле зрения датчика.

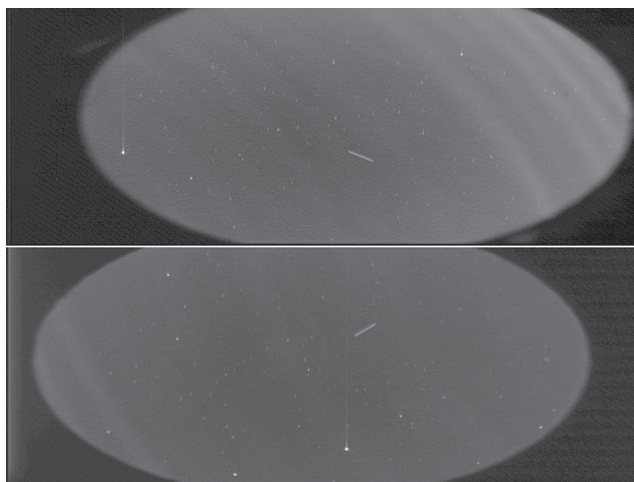


Рис. 1. Трек космического мусора на изображениях, полученных камерами разработки ФИАН на КА «Коронас-Ф»

Всего за время проведения эксперимента на спутнике «Коронас-Ф» было получено 20 тыс. изображений (общее время наблюдений ~ 11 ч), из которых 85 содержали треки от космических объектов.

Звёздные датчики на спутнике «Коронас-Фотон» имели такую же оптическую схему, как и на аппарате «Коронас-Ф», но отличались рядом характеристик. В них был использован объектив с фокусным расстоянием 77 мм и относительным отверстием 1:1,8; ПЗС-матрица имела 512×512 элементов размером $13,5 \times 13,5$ мкм каждый. Поле зрения ЗД составляло $5 \times 5^\circ$, разрешение — 4×4 угл. мин, чувствительность — до $>12^m$. Датчики «смотрели» в противоположные точки небесной сферы (были расположены под углом 180° друг к другу).

Общее число изображений, полученных на спутнике «Коронас-Фотон», составило 80 тыс. (общее время наблюдений ~ 67 ч). Из них 490 содержали треки.

В целом, оба эксперимента: и на аппарате «Коронас-Ф», и на аппарате «Коронас-Фотон», принципиально подтвердили возможность регистрации КМ соответствующими оптическими средствами. Средняя частота регистраций по результатам обоих экспериментов составила примерно одно событие на каждые 8 мин непрерывных наблюдений.

Ниже представлена модификация соответствующей аппаратуры для спутника типа кубсат.

ОПТИЧЕСКАЯ КАМЕРА ДЛЯ СПУТНИКА ТИПА КУБСАТ

Предварительный облик кубсата показан на рис. 2. Спутник имеет компоновку 3U, оснащён восемью боковыми солнечными панелями, раскрывающимися в схему 4 на 2 и одной торцевой солнечной панелью. Внутри расположен модуль стандартного оборудования кубсата, занимающий размер 1U и два индивидуально разрабатываемых модуля. Первый — оптическая камера размером 1,5 U, и второй — модуль солнечной ориентации и стабилизации размером 0,5 U. Модуль ориентации и стабилизации включает в себя щелевой солнечный датчик и три исполнительных элемента. Солнечный датчик работает по принципу камеры-обскуры и проецирует размытое изображение Солнца на четыре диода. Диоды размещены по краям солнечного изображения так, чтобы диск Солнца закрывал их лишь частично. При отклонении аппарата от направления на Солнце изображение Солнца смещается, что приводит к изменению сигнала на диодах. Соответствующие изменения пересчитываются в сигнал рассогласования, по которому происходит возврат спутника в исходную ориентацию с помощью трёх исполнительных маховиков. Для аппарата выбрана ориентация на Солнце. В этой ориентации обеспечивается максимальное освещение солнечных батарей (максимальная мощность составляет около 9 Вт) и, одновременно, максимальная подсветка космического мусора Солнцем. Модуль камеры включает в себя собственно камеру, состоящую из бленды, объектива и ПЗС-детектора, а также две платы, детектора и процессора, для обработки изображений на борту. Апертура камеры составляет 69 мм. Размер ПЗС-детектора — 1024×1024 пикселя.

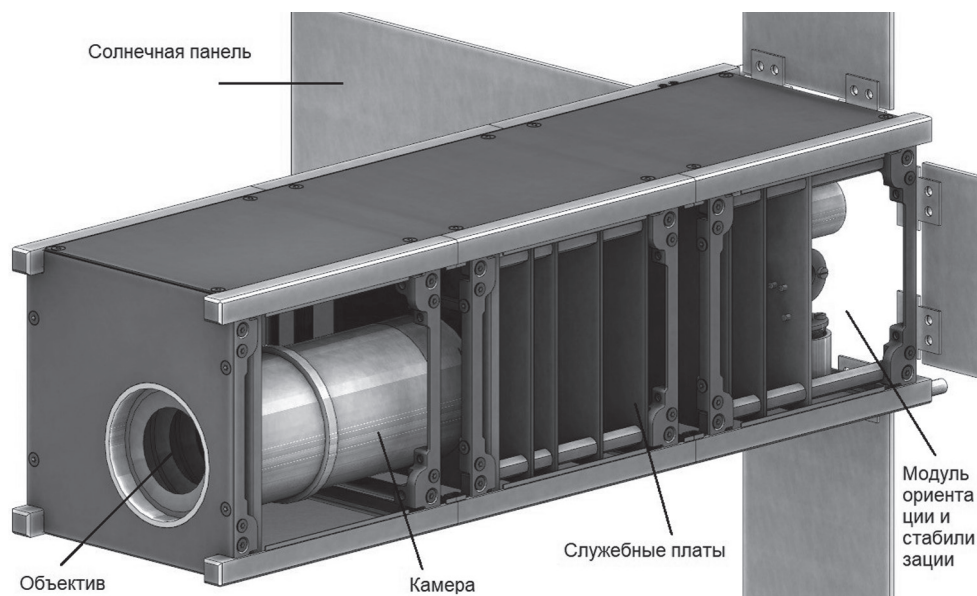


Рис. 2. Предварительная компоновка оптической камеры на кубсате 3U

Обработка на борту представляет собой анализ изображения с целью выделения сигналов от космического мусора (треков) на фоне неподвижных звёзд. Наличие обработки существенно снижает требования к объёмам целевой информации. Объём одного изображения с камеры составляет около 2 Мбайт. После его анализа для записи информации о треке достаточно 8 байт (координаты крайних

точек трека). Таким образом, экономия целевых данных при переносе обработки на борт составляет 10^5 – 10^6 раз.

Чувствительность камеры была оценена нами по формуле (1), взятой из статьи (Кузин и др., 2013), где D — апертура камеры (60 мм); F — фокусное расстояние (60 мм); R — расстояние до объекта; α — альbedo объекта (принято равным 0,1); v — скорость КМ. Остальные параметры являются характеристиками конкретной ПЗС-матрицы, а также потока солнечного излучения: h — постоянная Планка, $h = 6,63 \cdot 10^{-34}$ Дж·с; c — скорость света, $c = 3 \cdot 10^8$ м/с; λ — длина волны, $\lambda = 500$ нм; η — квантовая эффективность, $\eta = 0,4$; q — коэффициент преобразования АЦП, $q = 0,1$; μ — размер пикселя ПЗС-детектора, $\mu = 13,5$ мкм; σ — шум детектора, $\sigma = 20$ отсчётов.

Рассчитываемое значение a — минимального размера космического мусора:

$$a = \sqrt{\frac{4hc\sigma R F v}{q\eta\alpha\lambda\pi D^2 P_0\mu}}. \quad (1)$$

Размеры космического мусора, которые могут быть зарегистрированы камерой, как функция скорости объекта и расстояния до него, приведены в таблице.

Минимальные размеры регистрируемых элементов КМ, см

R , км	v , км/с			
	1	5	10	20
1	0,2	0,6	0,8	1,1
10	0,8	1,7	2,5	3,5
100	2,5	5,5	7,8	11,0
500	5,5	12,3	17,4	24,7

Предварительная программа наблюдений выглядит следующим образом. Камера с полем зрения 10° осуществляет полный обзор неба приблизительно за 400 снимков, что соответствует примерно одним суткам наблюдений. Глубина просмотра составляет 10...100 км. За 100 сут (заданное время жизни кубсата) может быть получено около 40 000 снимков и просмотрен объём 200×200 км для сантиметровых объектов и примерно $20\,000 \times 20\,000$ км для 10-сантиметровых. Средняя вероятность регистрации оценивается как одно событие на 100–200 снимков. Полное число регистраций, таким образом, может составлять 200–400 событий, что может быть достаточно для грубой статистической оценки популяции КМ и его распределения по скоростям на данной орбите.

ВЫВОДЫ

Вопрос о наиболее эффективном типе камеры для космической регистрации космического мусора рассматривался Европейским космическим агентством в рамках программы “Space-Based Observation of Space Debris” (Flohner et al., 2005). Ставилась задача определения характеристик оптических камер для регистрации космического мусора на трёх видах орбит: LEO (Low Earth orbit; 500...2000 км), GEO ($(42\,168 \pm 1000)$ км) и GTO (geostationary transfer orbit). В качестве оптимального решения был выбран трёхзеркальный телескоп Шмидта с апертурой 20 см

и детектором на основе ПЗС-матрицы размером 2000×2000 пикселей. Аппаратура такого размера, однако, не может быть установлена на кубсате.

Мы показали принципиальную возможность размещения достаточно эффективной оптической камеры на кубсате размером 3U. Помимо камеры, кубсат оснащён системой наведения, а также системой обработки данных на борту, что позволяет существенно снизить требования к объёмам целевой информации. Камера может регистрировать объекты размером 1...10 см на расстояниях до нескольких сотен километров. Наиболее эффективной выглядит совместная работа космических и наземных средств, когда на космические устройства возлагается задача поисковых исследований новых объектов, а на наземные — задача определения и уточнения орбит найденных фрагментов космического мусора.

Проработка представленного эскизного облика до уровня конструкторской модели может быть проведена за время порядка двух месяцев. Срок комплектации и изготовления научной аппаратуры составляет 8–10 мес.

ЛИТЕРАТУРА

- Кузин С. В., Ульянов А. С., Шестов С. В. и др., Наблюдение космических объектов с помощью оптических датчиков в экспериментах СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/«КОРОНАС-Фотон» // 3-я Всерос. научно-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космич. аппаратов»: сб. тр. 10–13 сент. 2012 г., Россия, Таруса / под ред. Г. А. Аванесова. 2013. С. 58–68.
- 6U CubeSat Design Specification: Rev. Provisional (CP-CDS-PROVISIONAL). California Polytechnic State University, 2016. 27 p.
- Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box: Consensus Study Report / NAS, Engineering, and Medicine. Washington, DC, USA: National Academies Press, 2016. 118 p.
- Belokonov I., Avriaskin D. Project of the technology testing of the formation flight of low-orbit nanosatellites // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2018. V. 163. P. 657–663.
- Brumbaugh K. M., Kjellberg H. C., Lightsey E. et al. In-situ sub-millimeter space debris detection using cubesats // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2012. V. 144. P. 789–803.
- CubeSat Design Specification (CDS): Rev. 13. California Polytechnic State University, 2015. 41 p.
- Flohner T., Peltonen J., Kramer A. et al. Space-Based Optical Observations of Space Debris // 4th European Conf. Space Debris (ESA SP-587): proc. 18–20 Apr. 2005, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany / ed. D. Danesy. 2005. P. 165.
- Klesh A., Krajewski J. MarCO: Mars Cube One — Lessons Learned from Readying the First Interplanetary Cubesats for Flight // 49th Lunar and Planetary Science Conf. Woodlands, Texas. 2018. LPI Contribution No. 2083. id. 2923.
- Villela T., Costa C. A., Brandão A. M. et al. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview // *Intern. J. Aerospace Engineering*. 2019. Article ID 5063145. DOI: 10.1155/2019/5063145.

SPACE DEBRIS REGISTRATION BY OPTICAL CAMERAS ON BOARD CUBESAT

S. A. Bogachev, N. F. Erkhova, A. S. Ulyanov, A. A. Kholodilov, A. A. Pertsov, S. V. Kuzin

Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences (LPI), Moscow, Russia

Space debris is becoming now a significant problem for astronautics and space exploration. Currently, only in low Earth orbits, there are several tens of thousands of debris fragments with a size larger than 10 cm. A significant part of them is not included in the databases and catalogues. We are discussing here the technical opportunities to register space debris with optical cameras placed

on CubeSat spacecraft. The preliminary design of such an equipment is presented with taking into account the restrictions imposed by the CubeSat spacecraft. We evaluate the capabilities of the equipment to the detect space debris objects of different sizes at the range up to 1000 km.

Keywords: CubeSat, space debris, optical camera

Bogachev Sergey Alexandrovich — chief researcher, doctor of physical and mathematical sciences, prof., bogachev@lebedev.ru

Erkhova Natalia Feliksovna — engineer, erhovanf@lebedev.ru

Ulysnov Artyom Sergeevich — researcher, PhD, ulyanovas@lebedev.ru

Kholodilov Anton Alexandrovich — engineer, holodilovaa@lebedev.ru

Perzov Andrey Alexandrovich — senior researcher, PhD, perzov@sci.lebedev.ru

Kuzin Sergey Vadimovich — head of laboratory, doctor of physical and mathematical sciences, s.kuzin@lebedev.ru

МЕТОД ПЕРВИЧНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ «НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ»

С. Ф. Бондарь, **Е. А. Иванов**, **А. С. Плахута**, **Е. В. Каткова**

Фиалиал «Станция оптических наблюдений «Архыз» акционерного общества «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (филиал «СОН «Архыз» АО «НПК «СПП»), Нижний Архыз, Россия

В работе описан метод первичного обнаружения космических объектов с использованием технологии «накопления со сдвигом», позволяющий избежать падения проникающей силы оптических систем с ростом угловой скорости наблюдаемого объекта. Технология накопления со сдвигом является программной эмуляцией сопровождения телескопом космических объектов, движущихся с разными скоростями и в разных направлениях одновременно. Выделены ключевые моменты, влияющие на эффективность оптических систем, использующих указанную технологию. Показан пример построения системы на основе быстродействующей малошумящей камеры Andor iXon Ultra 888 с чипом emCCD.

Ключевые слова: технология «накопления со сдвигом», первичное обнаружение космических объектов, оптическая система для наблюдения космических объектов, алгоритм обработки изображений, астрономические наблюдения

ВВЕДЕНИЕ

Количество объектов в ближнем космосе неуклонно растёт. Вклад в это вносят запуски новых спутников, в том числе микро- и наноспутников, часто выводимых как попутная нагрузка. В ходе реализации программ OneWeb и StarLink планируется вывести на орбиту 700 спутников и около 12 000 соответственно. Также всё более возрастающий вклад в увеличение космических объектов (КО) в ближнем космосе стали вносить разрушения спутников на орбите.

Необходимым условием защиты космических аппаратов от космического мусора является ведение базы данных космических объектов, позволяющей спрогнозировать опасные ситуации и дающей возможность вовремя принять какие-либо меры по предотвращению подобных ситуаций.

По объектам до 16^m возможность обнаружения КО можно считать в первом приближении удовлетворительной, в то же время по слабым объектам дело обстоит значительно хуже. Контроль же слабых ($16-18^m$) и одновременно с этим быстрых (20...60 угл. с/с) объектов представляет собой весьма сложную техническую задачу. Примером КО с подобными параметрами может служить наноспутник (размеры CubeSat) на орбите с высотой в диапазоне от 15 до 25 тыс. км. Группа таких наноспутников может быть развёрнута в процессе вывода геостационарного спутника.

В области геостационарных орбит, где угловые скорости КО достаточно малы, с задачей обнаружения и каталогизации таких объектов могут успешно справляться современные оптические системы с апертурой 75...100 см, а вот на более низких орбитах, где угловые скорости объектов выше, возникает серьёзная проблема. Решить задачу обнаружения объекта блеском $16-18^m$ и скоростью 60 угл. с/с без априорной информации о его орбите практически невозможно на классических оптических системах.

Бондарь Сергей Фёдорович

Иванов Евгений Александрович — техн. директор, son.arh@yandex.ru

Плахута Алексей Сергеевич — инженер-программист, a.plakhuta@mail.ru

Каткова Елена Валентиновна — начальник сектора, elka.xyz@yandex.ru

ТЕХНОЛОГИЯ НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ

Во множестве задач, порождаемых проблемой контроля околоземного пространства, самая сложная в техническом отношении — это задача первичного обнаружения. В самом деле, где взять целеуказания для объекта, которого ещё нет в каталоге и о существовании которого нам ничего не известно? С ростом скорости объекта при решении задачи первичного обнаружения проникающая сила классических систем быстро падает (рис. 1).

Экспозиция = 0,04 сек. ; Размер пиксела = 3 угл.сек. ; Шум считывания = 1,0 е ;
Козф. пропускания в оптике и атмосфере = 0,4 ; Ширина ФРТ на 1/2 максимума = 3,0 угл.сек ;
Квантовый выход = 0,9 ; Апертура = 0,600 м. ; Колич. кадров = 63

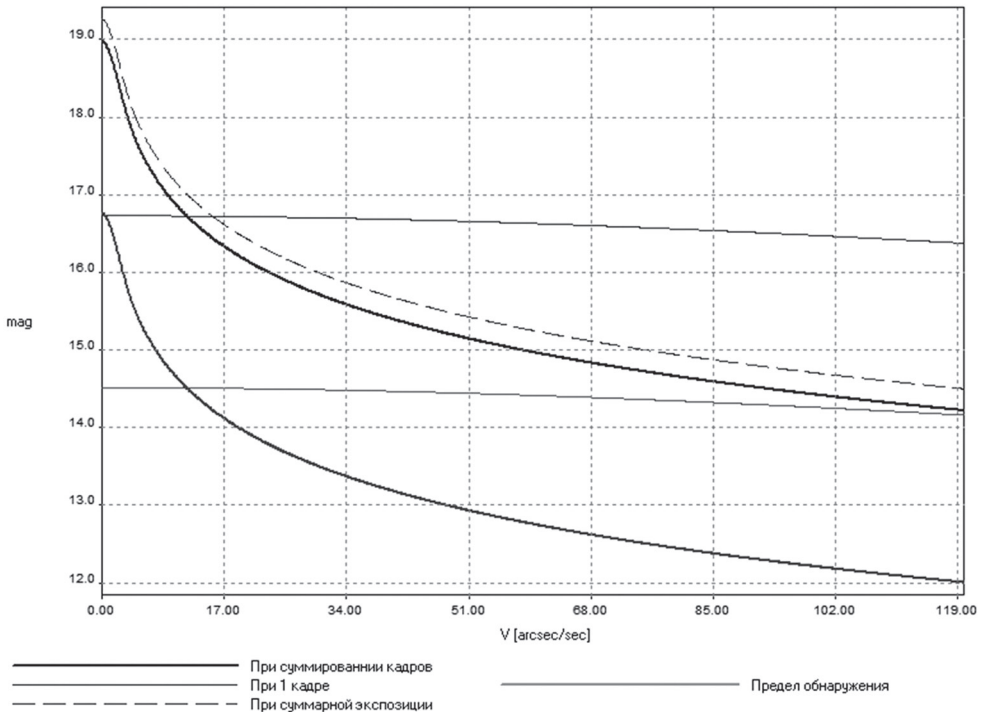


Рис. 1. Зависимость проникающей силы от угловой скорости объекта

Для обнаружения объекта нужно накопить достаточное количество фотоэлектронов от него, чтобы подняться над шумом системы, который в основном определяется шумами от фона неба и приёмника. Кажется очевидным, что чем больше экспозиция, тем более слабые объекты могут быть обнаружены. Но это верно только в том случае, когда речь идёт об обнаружении объектов, неподвижных на кадре в течение экспозиции. Свет от объекта, имеющего некоторую угловую скорость, будет накапливаться в одном пикселе только ограниченное время, всё остальное время экспозиции в пикселе будет копиться только фон неба. Это приведёт к ухудшению соотношения сигнал/шум в каждом пикселе трека объекта и, в результате, проникающая сила системы уменьшится.

Для дальнейшей изучения зависимости проникающей силы системы от скорости объекта естественно ввести понятие *эффективной экспозиции*. В данном контексте определим её как максимальную экспозицию, при которой проникающая сила системы по движущемуся объекту снижается пренебрежимо малым

образом вследствие размазывания изображения объекта в трек. В первом приближении — это экспозиция, за время которой центр тяжести изображения объекта смещается на кадре на величину не больше, чем размер функции рассеяния точки системы. Если в системе выполнено условие оптического согласования, т. е. размер пикселя близок к ширине функции рассеяния точки (ФРТ, *англ.* full width at half maximum, FWHM), тогда грубо можно считать, что эффективная экспозиция — это время пребывания изображения объекта в одном пикселе. Таким образом, эффективная экспозиция определяется соотношением между угловым размером пикселя и угловой скоростью объекта.

Теперь можно вспомнить, что возможно получить большую экспозицию, просуммировав в компьютере необходимое количество кадров с меньшей экспозицией. Конечно, следует учесть, что такая замена может быть эффективной только в случае, если собственный шум светоприёмника очень мал. В предельном случае, когда шум приёмника равен нулю, может быть получен такой же результат, как и при суммарной экспозиции. Под шумом приёмника здесь мы рассматриваем в первую очередь шум считывания и тепловой шум. Ненулевой шум приёмника приведёт к тому, что для получения приемлемого результата потребуются несколько большая суммарная экспозиция.

Но простое суммирование кадров ещё не снимает противоречия между желаемой экспозицией и требованием работы с эффективной экспозицией. Движение объекта по полю зрения приводит к некоторой величине *межкадрового сдвига* объекта, т. е. на каждом следующем кадре объект будет находиться в пикселе с новыми координатами. Таким образом, нам ничего не остаётся, как сгенерировать набор гипотез о модуле скорости и направлении движения объекта и проверить их все подряд. То есть мы задаёмся величиной максимальной скорости объекта и разбиваем интервал скоростей от нуля до максимальной на некоторое количество значений N . То же самое делаем в отношении направления движения. Получаем M направлений. Таким образом, мы сгенерировали $M \times N$ гипотез о возможных параметрах движения объекта. Это может быть большое число, но оно конечно. Каждой гипотезе о скорости объекта соответствует некоторая величина межкадрового сдвига объекта (dX, dY). Проверка гипотез заключается в сложении кадров с учётом этого сдвига. Тогда, по меньшей мере при проверке одной из гипотез, сигнал от объекта накопится в одном пикселе.

На рис. 2 (см. с. 73) показана зависимость проникающей силы от скорости объекта. Диапазон скоростей от 0 до 75 угл. с/с разбит на 17 интервалов, т. е. вдоль одного направления будут проверяться 17 гипотез с разными скоростями. С учётом всех направлений нужно будет проверить более 1000 гипотез. Это, конечно, большой объём вычислений, но он конечный и может быть выполнен за разумное время на современных компьютерах.

Одна из проверяемых гипотез накапливает звёзды, которые идентифицируются с каталожными по известным технологиям, производится привязка раstra к каталогу на некоторый момент времени (удобнее всего на середину экспозиции центрального кадра в серии). Затем производится измерение растровых координат объектов и пересчёт их в небесные координаты. Для получения низкой вероятности ложной тревоги проводится совместная обработка результатов нескольких последовательных серий кадров.

Важнейшим моментом такой технологии является возможность получения высокой проникающей силы по объектам, движущимся с разными скоростями и в разных направлениях *одновременно*. Алгоритм не имеет ограничений по количеству объектов, обнаруживаемых в одной серии кадров. Все объекты с блеском ярче 18^m , движущиеся медленнее, чем максимальная заданная скорость (в данном примере 75 угл. с/с), независимо от направления их движения, будут обнаружены и измерены.

Экспозиция = 0,04 сек.; Размер пикселя = 3 угл.сек.; Шум считывания = 1,0 е;
 Коэф.пропускания в оптике и атмосфере = 0,4; Ширина ФРТ на 1/2 максимума = 3,0 угл.сек.;
 Квантовый выход = 0,9; Апертура = 0,600 м.; Колич.кадров = 63

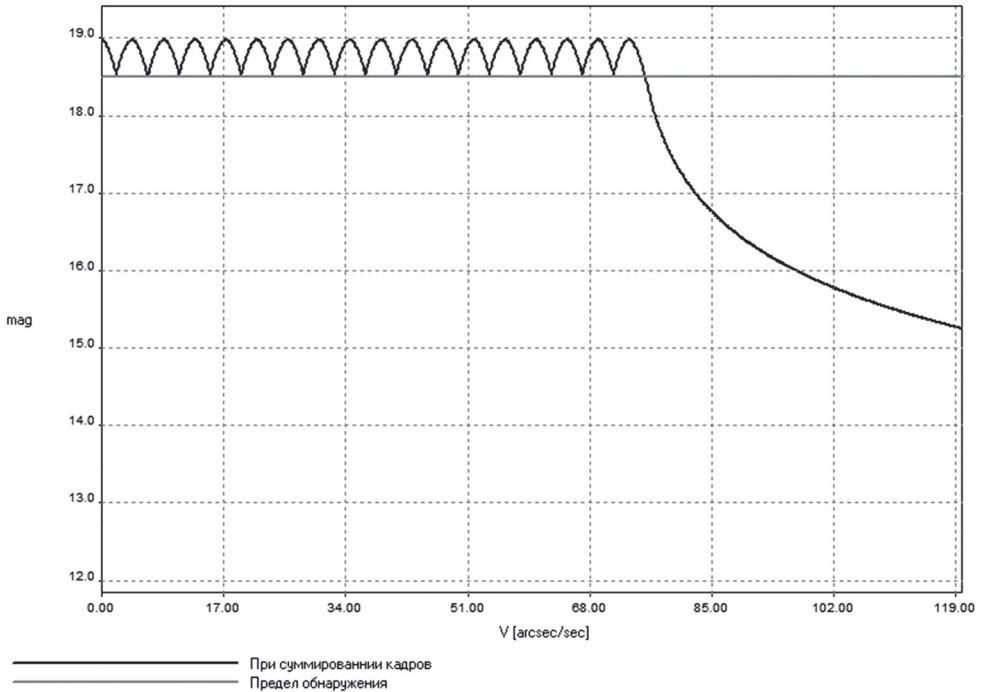


Рис. 2. Зависимость проникающей силы от угловой скорости объекта при накоплении со сдвигом

КЛЮЧЕВЫЕ МОМЕНТЫ ЭФФЕКТИВНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИИ НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ

Угловой размер пикселя, оптическое согласование телескопа и светоприёмника

Для решения задачи первичного обнаружения КО важнейшим параметром является размер поля зрения: чем оно больше, тем большую площадь мы сможем обработать. С другой стороны, при увеличении углового размера пикселя проникающая сила системы будет снижаться, так как растёт влияние фона неба, система становится более чувствительной к яркости фона (рис. 3, см. с. 74). Помимо этого снижается точность угловых измерений.

Оптимальным, по нашим расчётам, будет размер пикселя порядка 3 угл. с.

Оптическая система должна быть согласована со светоприёмником, т. е. ФРТ оптической системы должна быть не больше размера пикселя приёмника. Если ФРТ будет значительно больше, проникающая сила уменьшится, так как полезный сигнал от объекта разделится между несколькими соседними пикселями.

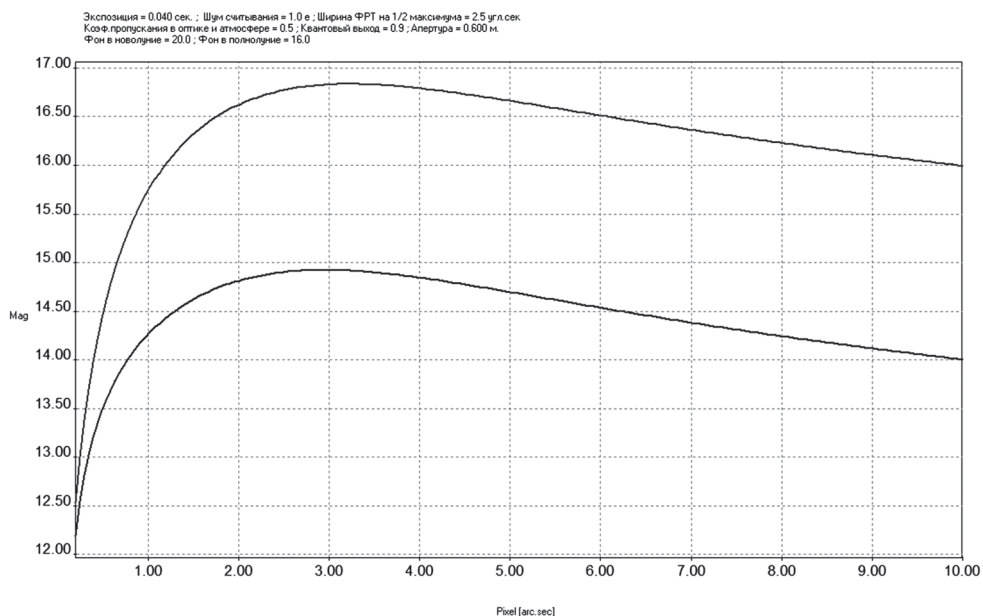


Рис. 3. Зависимость проникающей силы от углового размера пикселя приёмника

Светоприёмник с малыми шумами и короткими экспозициями

Светоприёмник должен позволять получать кадры с эффективной экспозицией и как можно меньшими собственными шумами. Напомним, что эффективной экспозицией мы договорились называть время пребывания изображения максимально быстрого объекта в одном пикселе. Для пикселя размером 3 угл. с и скорости КО 60 угл. с/с эффективной будет экспозиция 50 мс, что эквивалентно кадровой частоте 20 кадр/с. На сегодняшний день существует две технологии изготовления матричных приёмников, позволяющих на таких скоростях получать шум около $1 e^-$, это — Electron-multiplying charge-coupled device (EmCCD) и Scientific CMOS (sCMOS). В обеих технологиях для подавления тепловых шумов светоприёмный чип должен охлаждаться до глубоких отрицательных температур (от $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ и ниже). Это достигается либо применением элементов Пельтье совместно с жидкостной системой охлаждения, либо использованием термостатов с жидким азотом.

Оптическая часть

Моделей светоприёмников, удовлетворяющих указанным выше требованиям (малый шум на большой скорости), выпускается достаточно ограниченное количество. Поэтому выбор конкретной модели является ключевым решением при построении оптической системы обнаружения. Именно выбранный светоприёмник должен определять параметры оптической части системы (объектива), позволяющие наиболее эффективно реализовать технологию накопления со сдвигом. Рассмотрим это на конкретном примере — возьмём в качестве светоприёмника камеру Andor iXon Ultra 888 (http://www.andor.com/pdfs/specifications/iXon_Ultra_888_EMCCD_Specifications.pdf). Параметры приёмника следующие:

- чип светоприёмника: emCCD 1024×1024, размер светочувствительной области 13,3×13,3 мм, пиксель 13×13 мкм, квантовая эффективность >90 %, режим FrameTransfer;
- кадровая частота: до 26 Гц при шуме считывания <1 e⁻;
- охлаждение чипа светоприёмника: жидкостное до -90 °С;
- чип находится в вакуумированном объёме под защитным стеклом.

Ранее мы выяснили, что для наших задач оптимальным будет угловой размер пикселя в 3 угл. с, а у выбранного чипа линейный размер пикселя 13×13 мкм. Соответственно, эти параметры автоматически дают фокусное расстояние оптической системы 900 мм. Светосилу оптической системы хочется сделать, конечно, как можно большей, но, исходя из ограничений светоприёмника и требований к практической реализуемости системы, выбираем геометрическую светосилу f/1.5. Это задаёт апертуру 600 мм. Таким образом, выбор в качестве светоприёмника камеры Andor iXon Ultra 888 позволяет нам сформулировать требования к объективу:

- фокусное расстояние: 900 мм;
- светосила: f/1.5;
- размер ФРТ по уровню 0.5: 13 мкм;
- размер исправленного поля: не менее 20 мм.

Для увеличения производительности системы необходимо увеличивать размер поля зрения, чего можно добиться, повышая количество приёмных каналов. Либо ставить несколько идентичных систем, каждую на своей монтировке, либо устанавливать несколько каналов на одну монтировку.

Опорно-поворотное устройство

Наблюдения по описанной технологии происходят на неподвижном телескопе, что существенно упрощает требования к опорно-поворотному устройству (ОПУ). Приводу ОПУ достаточно обеспечить старт-стопный режим перехода в заданную точку с точностью 1...2 угл. мин. Такие параметры может обеспечить стандартный червячный редуктор в связке с шаговым двигателем, нет необходимости применять дорогой прямой привод (direct drive) и точные (и дорогие) датчики углового положения.

Вычислительные мощности

Технология накопления со сдвигом предъявляет самые серьёзные требования к вычислительным комплексам. На самом деле, для предотвращения потерь наблюдательного времени все расчёты по считанной в компьютер серии кадров должны быть выполнены одновременно со считыванием следующей серии, за то же самое время. Под расчётами имеется в виду очистка каждого кадра от шумов, сглаживание уровня фона, просчёт всех возможных гипотез (по всем направлениям и со всеми скоростями), выделение в каждой из гипотез кандидатов в объекты, нахождение объектов путём сравнения кандидатов в объекты с нескольких предыдущих серий кадров.

Однако всегда есть место для манёвра. Так, например, сократив диапазон скоростей *одновременно* обнаруживаемых объектов, можно радикально сократить количество гипотез и, соответственно, время, затрачиваемое на их расчёт. А в следующем сеансе наблюдений оператор может изменить диапазон скоростей.

Например, сначала мы обнаруживаем КО в диапазоне скоростей от 0 до 20 угл. с/с, затем от 20 до 30 угл. с/с и т. д.

К тому же, стоит заметить, что самые трудоёмкие вычисления, а именно расчёт гипотез, очень хорошо поддаются распараллеливанию. Достаточно добавить в сеть ещё один компьютер и распределить гипотезы так, чтобы половину из них считал один компьютер, а другую половину — другой. При этом кадры со светоприёмника поступают широковещательным образом на все расчётные компьютеры, т. е. в каждом компьютере есть своя копия считанной серии кадров.

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИИ НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ НА СТАНЦИИ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ «АРХЫЗ» НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ КОРПОРАЦИИ «СИСТЕМЫ ПРЕЦИЗИОННОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ»

В Архызе телескоп Цейсс-600 был модернизирован. Изначально этот телескоп был с фокусом Кассегрена с фокусным расстоянием 7,5 м и светосилой $f/12$. Позднее был рассчитан и изготовлен линзовый корректор-редуктор фокуса, и светоприёмник установлен в первичном фокусе главного зеркала. В результате фокусное расстояние телескопа стало равным 1120 мм, светосила составила $f/1.87$, размер исправленного поля 40 угл. мин.

Приёмник представляет собой комбинацию электронно-оптического преобразователя (ЭОП) с арсенид-галлиевым фотокатодом (квантовый выход 35 %), объектива переброса и ПЗС-матричного приёмника на чипе Sony ICX285 (1380×1040 пикселей, квантовый выход 65 %, максимальная кадровая частота 7,5 кадр/с).

Матрица ICX285 имеет чересстрочную организацию, вследствие чего обеспечивается межкадровый интервал меньше микросекунды, так как во время считывания предыдущего кадра производится экспозиция следующего. Таким образом, свет от объекта используется непрерывно, хотя и не самым высоким квантовым выходом (35 %). Угловой размер пикселя равен 1,8 с, что достаточно близко к оптимальному с точки зрения первичного обнаружения. Благодаря наличию ЭОП, отсутствует проблема шума считывания матрицы.

Измерительная программа обеспечивает запись и обработку в реальном времени серий кадров по 5,5 с каждая и обработку около 3000 гипотез о скорости объекта. За 5,5 с производится всё, что нужно для обнаружения объектов и измерения их координат и блеска.

Достигнута проникающая сила телескопа не хуже $17,5^m$ (а при идеальной погоде и 18^m) одновременно в диапазоне скоростей объектов от 0 до 20 угл. с/с. Выигрыш в проникающей силе на скорости объекта составил 15 угл. с/с в задаче первичного обнаружения по сравнению с классическими системами не менее 3^m .

METHOD OF SPACE OBJECTS PRIMARY DETECTION IN THE NEAR-EARTH SPACE USING “ACCUMULATION WITH A SHIFT” TECHNOLOGY

S. F. Bondar, E. A. Ivanov, A. S. Plakhuta, E. V. Katkova

Station of Optical Observations “Arkhyz”, Research-and-Production Corporation “Precision Systems and Instruments”, JSC (SOO “Arkhyz», RPC “PSI”, JSC), Nizhny Arkhyz, Russia

The paper describes a method for the space objects primary detection using the “accumulation with a shift” technology, which makes it possible to avoid a drop in the optical systems limiting magnitude with an increase in the angular velocity of the observed object. The accumulation with a shift technology is a software emulation of space objects telescope tracking while space objects moving at different speeds and in different directions simultaneously. Key points affecting the efficiency of optical systems using this technology are highlighted. An example of building a system based on a high-speed low-noise Andor iXon Ultra 888 camera with an emCCD chip is shown.

Keywords: “accumulation with a shift” technology, primary detection of space objects, optical system for observing space objects, image processing algorithm, astronomical observations

Bondar Sergey Fedorovich

Ivanov Evgeniy Aleksandrovich — technical director, son.arh@yandex.ru

Plakhuta Aleksey Sergeevich — engineer-programmer, a.plakhuta@mail.ru

Katkova Elena Valentinovna — head of sector, elka.xyz@yandex.ru

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПО НАБЛЮДЕНИЯМ НА ТЕЛЕСКОПЕ ЦЕЙСС-1000 В ОБСЕРВАТОРИИ «САНГЛОХ»

Г. И. Кохирова¹, Н. С. Бахтигараев²

¹ Институт астрофизики Академии наук Республики Таджикистан (ИА АН РТ)
Душанбе, Республика Таджикистан

² Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН), Москва, Россия

В 2016 г. после 26-летнего перерыва был восстановлен и модернизирован телескоп Цейсс-1000 Международной астрономической обсерватории «Санглох» Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. В восстановительных работах активное участие принимали сотрудники Института астрономии Российской академии наук (ИНАСАН). Обсерватория с параметрами $\varphi = 38,3^\circ$ с. ш., $\lambda = 69,2^\circ$ в. д., $h = 2190$ м находится в 120 км от Душанбе. Астроклимат этого места является одним из лучших на территории бывшего СССР для оптических наблюдений небесных тел. Такой астроклимат и близость обсерватории к экватору и к геостационарной точке либрации 75° в. д. дают отличные условия для исследований космического мусора в области геостационарной орбиты. С сентября 2016 по август 2018 г. на Санглохе были проведены четыре сеанса наблюдений фрагментов космического мусора по научным направлениям, ведущимся в ИНАСАН и в Институте астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. В работе приводятся результаты исследований поступательно-вращательного движения и изменений блеска нескольких фрагментов космического мусора, движущихся в режиме либрации вокруг устойчивой точки 75° в. д.

Ключевые слова: обсерватория «Санглох», астроклимат, геостационарная орбита, оптические наблюдения космического мусора, параметры поступательно-вращательного движения, отношение площадь/масса

ВВЕДЕНИЕ

Таджикская астрономическая обсерватория (ТАО) учреждена постановлением Совета Народных комиссаров (СНК) Таджикской ССР от 13 ноября 1932 г. Для выбора места большой горной обсерватории за 30 лет было обследовано более 10 пунктов в Северном, Центральном, Южном Таджикистане и на Памире. Было установлено, что наилучшие астроклиматические условия имеет гора Санглох в 120 км от Душанбе. Специально проведённые наблюдения, которые возглавляла заведующая отделом переменных звёзд Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан (ИА АН РТ) Васильяновская О. П., показали, что по спокойствию атмосферы Санглох — лучшее место в СССР (30 % времени $\text{FWHM} = 0,3$ угл. с (full width at half maximum, полная ширина на уровне половинной амплитуды), 230 ясных ночей в год) (Васильяновская, 1965). В астрономии принято использовать понятие FWHM для описания качества изображения точечного источника излучения. Традиционно FWHM указывается в угловых секундах, что характеризует степень спокойствия атмосферы. Чем меньше FWHM, тем выше разрешение снимков и больше проникающая способность телескопа. Дальнейшее многолетнее изучение астроклимата Санглоха подтвердило эти исследования (Багров и др., 1970; Гурьянов и др., 1984; Киселев и др., 1989; Новиков, Щеглов, 1968; Новикова, 1970). Кроме того, на горе весьма благо-

Кохирова Гулчехра Исроиловна — директор, д-р физ.-мат. наук, член-корр. АН РТ, kokhirova2004@mail.ru

Бахтигараев Наил Сагитович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, доцент, nail@inasan.ru

приятными для астрономических наблюдений оказались температурный режим и роза ветров. П. В. Щеглов и А. Э. Гурьянов (1991) по результатам исследований астроклимата на горе Санглох в течение 103 ночей в 1979–1985 гг. сравнили качество изображений звёзд в обсерваториях, расположенных в Мауна Кеа (Гавайские острова), Маунт Хопкинс (Аризона), Хай Пик (Аризона), Ла Сила (Чили), Серро Визкачас (Чили), Кисловодске, на горе Майданак, Роке де лос Мучачос (Канарские острова), в Крыму (Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга (ГАИШ)), на Северном Кавказе (Специальная астрофизическая обсерватория (САО РАН)), на горе Шорбулак (Памир), на пике Терскол (Северный Кавказ). Они сделали вывод, что полученная на Санглохе статистика атмосферного качества изображения значительно благоприятнее, чем в других местах, и уступает только условиям обсерватории в Мауна Кеа (Гавайские острова).

В 1957 г. на горе Санглох начала работу постоянная горная станция отдела переменных звёзд ИА АН Тадж. ССР. Строительство полноценной обсерватории было начато в 1977 г. Однометровый зеркальный телескоп Цейсс-1000 системы Ричи – Кретьена – Куде ($D = 1$ м, $F = 13$ м) производства фирмы Карл Цейсс (Йена, Германия) был установлен и введён в эксплуатацию в 1980 г. (Kiselev et al., 1988). Постановлением Правительства РТ за № 723 от 6 декабря 1995 г. эта обсерватория преобразована в Международную астрономическую обсерваторию «Санглох» (МАОС) при Институте астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. К сожалению, в начале 90-х гг. прошлого столетия система управления движением телескопа была выведена из строя. В 2016 г., после 26-летнего перерыва, телескоп Цейсс-1000 был восстановлен и модернизирован. В восстановительных работах активное участие принимали сотрудники ИНАСАН (Кохирова и др., 2016).

В 2016–2017 гг. с помощью телескопа Цейсс-1000 МАОС ИА АН РТ начаты наблюдения и исследования фрагментов космического мусора (КМ) в геостационарной области. Результаты первых позиционных и фотометрических наблюдений избранных фрагментов КМ были опубликованы в статье (Бахтигараев и др., 2017). Был сделан вывод, что местоположение и астроклимат МАОС являются практически идеальными для наблюдений высокоорбитальных космических объектов, движущихся вблизи точки либрации 75° в. д. Наблюдения были далее продолжены и использованы для изучения свойств космического мусора (Кохирова и др., 2018; Чазов и др., 2019; Bakhtigaraev et al., 2018).

Сеансы наблюдений объектов КМ «Сирио-1» № 1977-080А и Fengyun 2D Deb № 2006-053D были продолжены в апреле и августе 2018 г. Для предварительной редукции изображений и синхронизации со службой времени использовались программный модуль CameraControl и комплекс Apex II, разработанные в Главной (Пулковской) астрономической обсерватории Российской академии наук (Девяткин и др., 2010). Вычисления элементов орбит и оценки точности прогноза движения выполнены на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли, разработанной в ГАИШ МГУ (Чазов, 2000).

Количество выполненных измерений и продолжительность наблюдений в течение пяти ночей в апреле 2018 г. приведены в табл. 1.

Таблица 1. Количество измерений и интервалы наблюдений в апреле 2018 г.

Дата	11.04.2018	12.04.2018	13.04.2018	19.04.2018	20.04.2018
«Сирио-1»	296 ($2^{\text{h}}40^{\text{m}}$)	229 ($7^{\text{h}}25^{\text{m}}$)	173 ($6^{\text{h}}52^{\text{m}}$)	19 ($0^{\text{h}}43^{\text{m}}$)	80 ($1^{\text{h}}05^{\text{m}}$)
Fengyun 2D Deb	–	–	46 ($4^{\text{h}}11^{\text{m}}$)	13 ($3^{\text{h}}04^{\text{m}}$)	7 ($0^{\text{h}}07^{\text{m}}$)

Среднеквадратичные погрешности в координатах для «Сирио-1» составили $\Delta\alpha = 0,46$ угл. с (прямое восхождение) и $\Delta\delta = 0,87$ угл. с (склонение). Оценки для Fengyun 2D Deb равны соответственно $\Delta\alpha = 0,64$ угл. с и $\Delta\delta = 0,68$ угл. с.

Оскулирующие кеплеровы элементы орбит объектов вычислены на основе измерений в системе истинного экватора на дату прохождения восходящего узла орбиты, ближайшую к моменту первого наблюдения. Результаты вычисления элементов орбит и их погрешности приведены в табл. 2.

Таблица 2. Элементы орбит объектов «Сирио-1» и Fengyun 2D Deb по наблюдениям в апреле 2018 г.

Объект	«Сирио-1»	Fengyun 2D Deb
Эпоха: дата, время UT	11.04.2018, 03:36:47.484	13.04.2018, 10:03:52.728
a , км	42164,841 $\pm 0,0025$	42160,752 $\pm 0,0182$
e , град	0,0006703 $\pm 0,00000016$	0,0086928 $\pm 0,0000012$
i , град	13,23017 $\pm 0,000008$	6,42055 $\pm 0,000025$
Ω , град	328,84977 $\pm 0,000079$	56,80639 $\pm 0,000416$
ω , град	52,26671 $\pm 0,000041$	319,49669 $\pm 0,000201$
M , град	307,79868 $\pm 0,000041$	39,86233 $\pm 0,000199$
n , оборот/сут	1,0026787 $\pm 0,0000001$	1,0028231 $\pm 0,00000065$
A/m , м ² /кг	0,0134 $\pm 0,00139$	0,1625 $\pm 0,0083$
L , град	75,34322	64,29161
Блеск, звёздная величина	16,0	16,9

Примечание: a — большая полуось; e — эксцентриситет; i — наклонение; Ω — долгота восходящего узла; ω — аргумент перигентра; M — средняя аномалия; n — среднее движение; A/m — отношение средней площади миделевого сечения поверхности к массе изучаемого объекта; L — географическая долгота объектов на эпоху элементов орбиты.

Таблица 3. Элементы орбит «Сирио-1» и Fengyun 2D Deb по наблюдениям в августе 2018 г.

Объект	«Сирио-1»	Fengyun 2D Deb
Эпоха: дата, время (UT)	07.08.2018, 19:46:47.216	07.08.2018, 01:56:26.195
a , км	42163,623 $\pm 0,0011$	42156,826 $\pm 0,0015$
e , град	0,0005596 $\pm 0,00000036$	0,0068171 $\pm 0,00000087$
i , град	13,07164 $\pm 0,000004$	6,65604 $\pm 0,000009$
Ω , град	327,59153 $\pm 0,000015$	56,18293 $\pm 0,000158$
ω , град	67,18407 $\pm 0,000017$	333,25669 $\pm 0,002566$
M , град	292,87964 $\pm 0,000017$	26,39621 $\pm 0,002465$
n , оборот/сут	1,0027221 $\pm 0,00000004$	1,0029632 $\pm 0,00000005$
A/m , м ² /кг	0,0133 $\pm 0,00069$	0,1011 $\pm 0,0074$
L , град	74,61545	71,52708
Блеск, звёздная величина	15,1	17,4

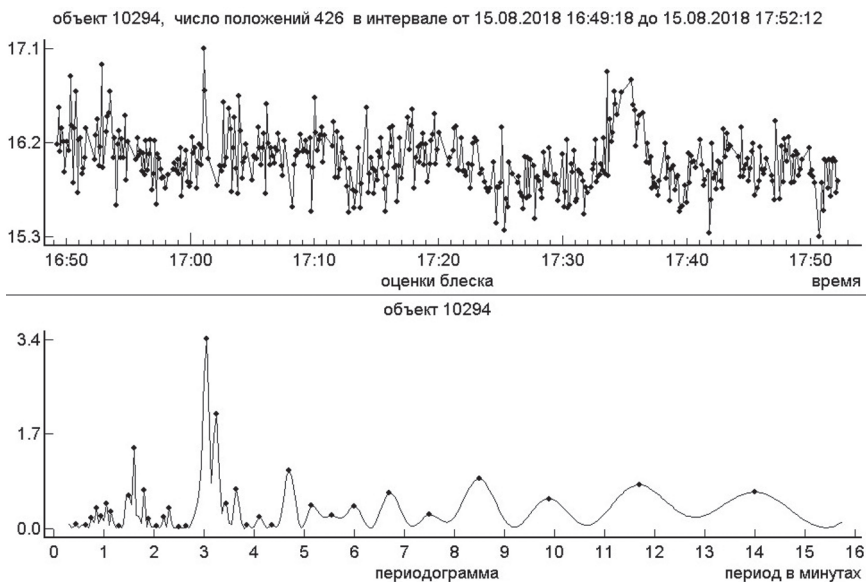
В последней строке даны оценки средней интегральной звёздной величины объектов за указанный период измерений.

Во второй сессии 2018 г. наблюдения проведены в течение восьми ночей. Для объекта «Сирио-1» получены 2419 позиционных и фотометрических измерений. После сглаживания методом наименьших квадратов среднеквадратичные погрешности одного измерения в координатах оказались следующими: $\Delta\alpha = 0,60$ угл. с (прямое восхождение) и $\Delta\delta = 0,47$ угл. с (склонение). Параметры орбиты и фотометрические величины Fengyun 2D Deb были вычислены на основе 1043 измерений со средними погрешностями $\Delta\alpha = 0,66$ угл. с и $\Delta\delta = 1,09$ угл. с. Элементы орбит объектов на момент пересечения истинного экватора в восходящем узле орбиты на эпоху, ближайшую к первому наблюдению, а также их погрешности даны в табл. 3.

Для сравнения точности прогноза движения были взяты наблюдения «Сирио-1», выполненные в Терскольской обсерватории (Терскольский филиал ИНАСАН) в июне и октябре 2018 г. На основе этих измерений вычислены два набора элементов орбиты объекта на даты пересечения экватора, ближайшие к первому моменту наблюдений. Независимые измерения позволили оценить ошибки прогноза параметров движения на длительном интервале времени. Результаты вычислений представлены в табл. 4. Даты наблюдений на пике Терскол сопровождаются знаком (Т), на Санглохе — (С). Прогноз времени прохождения экватора на соответствующем витке орбиты выполнен с помощью начальных условий из табл. 2, полученных на эпоху 11.04.2018.

Таблица 4. Оценка ошибок прогноза движения «Сирио-1» по элементам орбит, вычисленным по наблюдениям в апреле 2018 г. на Санглохе (С) и на пике Терскол (Т)

Дата	23.06.2018 (Т)	07.08.2018 (С)	08.10.2018 (Т)
Время UT	22:44:35.692	19:46:47.216	15:40:52.211
Прогноз	22:44:36.877	19:46:47.549	15:40:53.898
Погрешность	-1,185 с (3,5 км)	-0,333 с (1,0 км)	-1,687 с (5,0 км)



Оценки блеска и периодограмма объекта «Сирио-1» на основе фотометрических измерений, выполненных в течение одного часа 15.08.2018

В последней строке табл. 4 содержатся разности двух значений моментов прохождения экваториальной плоскости в секундах, в скобках даны приближительные значения отклонений вдоль орбиты в километрах. Малые величины ошибок прогноза обусловлены, с одной стороны, высоким качеством измерений, и, с другой стороны, приближительным постоянством параметра A/m . Для фрагмента КМ Fengyun 2D Deb, отличающегося большой амплитудой вариаций величины A/m (Bakhtigaraev et al., 2016), ошибка прогноза момента прохождения экватора на четыре месяца вперед составила 20 с (~70 км).

Продолжительный непрерывный ряд фотометрических измерений «Сирио-1», полученный 15 августа 2018 г., позволил уверенно оценить период изменения блеска, равный 3,1 мин (рисунок, см. с. 81).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Астроклимат обсерватории «Санглох» является одним из лучших на территории бывшего СССР для оптических наблюдений небесных тел. Такой астроклимат и близость обсерватории к экватору и к точке либрации 75° в. д. предоставляют отличные условия для исследований космического мусора вблизи геостационарной орбиты. Наблюдения объектов КМ вблизи геостационарной орбиты, выполняемые в обсерватории «Санглох» на интервале нескольких суток, позволяют получить надёжные начальные условия для независимого прогнозирования положения объектов на длительных интервалах времени. Например, по наблюдениям в августе 2018 г. для фрагмента Fengyun 2D Deb достигнута точность определения большой полуоси в $\pm 1,5$ м, наклонения орбиты в $\pm 0,03$ угл. с, долготы восходящего узла в $\pm 0,6$ угл. с, эксцентриситета в $\pm 0,0000009$, отношения площадь/масса в $\pm 0,0074$. Погрешности определения большой полуоси крупного объекта космического мусора «Сирио-1» составили $\pm 1,1$ м, наклонения плоскости орбиты $\pm 0,015$ угл. с., долготы восходящего узла $\pm 0,054$ угл. с, эксцентриситета $\pm 0,00000036$, коэффициента отношения площадь/масса $\pm 0,00069$ м²/кг.

На основе фотометрических рядов измерений появляется возможность выполнить оценку периода изменения блеска объектов. Накопление таких оценок способствует достоверным выводам о характере вращения объектов космического мусора.

ЛИТЕРАТУРА

- Багров А. В., Никитин Н. Ф., Новикова Г. В., Новиков С. Б., Щеглов П. В. Результаты полуторогодовых исследований дифференциального дрожания на горе Санглох // Астроном. циркуляр. 1970. № 574. С. 2–4.
- Бахтигараев Н. С., Кохирова Г. И., Хамроев У. Х. и др. Наблюдения высокоорбитальных космических объектов в Международной астрономической обсерватории Санглох // Докл. Акад. наук Республики Таджикистан. 2017. Т. 60. № 1–2. С. 42–49.
- Васильяновская О. П. Исследование астроклимата в Таджикистане // Бюл. Ин-та астрофизики АН Тадж. ССР. Душанбе: Изд-во АН Тадж. ССР. 1965. № 39–40. С. 47–78.
- Гурьянов А. Э., Хан Ю. В., Щеглов П. В. Влияние турбулентности в ночном приземном слое атмосферы на качество астрономического изображения в трех горных обсерваториях // Астроклимат и эффективность телескопов. Л.: Наука, 1984. С. 82–87.
- Девяткин А. В., Горшанов Д. Л., Курприянов В. В., Верещагина И. А. Пакеты программ Арех I и Арех II для редукции астрономических ПЗС-наблюдений // Астроном. вестн. 2010. Т. 44. № 1. С. 74–88.
- Киселев Н. Н., Рахимов В. Ю., Сиклицкий В. И. и др. Атмосферная экстинкция на обсерватории Санглох // Бюл. ИА АН Тадж. ССР. 1989. № 78. С. 65–68.

- Кохирова Г. И., Рахими Ф. К., Крючков С. В.* и др. Новый «Первый свет» телескопа Цейсс-1000 Международной астрономической обсерватории Санглох // Изв. АН РТ. Отд-ние ФМХГТН. 2016. № 1(162). С. 59–69.
- Кохирова Г. И., Бахтигараев Н. С., Хамроев У. Х.* и др. Исследования космического мусора в международной астрономической обсерватории Санглох // Науч. тр. Ин-та астрономии РАН: сб. тр. конф. «Звезды и спутники», посвященной 100-летию со дня рождения А. Г. Масевич. Москва, 15–16 окт. 2018 / под ред. Б. М. Шустова, Д. З. Вибера. М.: Изд-во «Янус-К», 2018. С. 72–77.
- Новиков С. Б., Щеглов П. В.* Предварительные результаты изучения астроклимата на горе Санглох с помощью двухлучевого прибора // Астроном. циркуляр. 1968. № 491. С. 3–5.
- Новикова Г. В.* О сезонных изменениях характеристик на горе Санглох // Астроном. циркуляр. 1970. № 573. С. 7–8.
- Чазов В. В.* Основные алгоритмы численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли // Тр. ГАИШ МГУ. 2000. Т. 68. С. 5–20.
- Чазов В. В., Кохирова Г. И., Бахтигараев Н. С.* и др. Исследование движения и вариаций блеска объектов космического мусора по наблюдениям в обсерватории Санглох // Докл. Акад. наук РТ. 2019 (в печати).
- Щеглов П. В., Гурьянов А. Э.* Об атмосферном качестве астрономического изображения в некоторых пунктах СССР // Астроном. журн. 1991. Т. 68. Вып. 3. С. 632–638.
- Bakhtigaraev N. S., Levkina P. A., Chazov V. V.* Empirical Model of Motion of Space Debris in the Geostationary Region // Solar System Research. 2016. V. 50. No. 2. P. 130–135.
- Bakhtigaraev N. S., Levkina P. A., Rykhlova L. V.* et al. Features of geosynchronous space objects motion near 75° E // Open Astronomy. 2018. V. 27. P. 139–143.
- Kiselev N. N., Maksumov M. N., Shcheglov P. V.* The 1-m RCC telescope of the mountain Sanglok observatory // Jena Review. 1988. V. 33. No. 2. P. 88–89.

THE RESULTS OF SPACE DEBRIS' INVESTIGATIONS USING THE ZEISS-1000 TELESCOPE AT THE SANGLOKH OBSERVATORY

*G. I. Kokhirova*¹, *N. S. Bakhtigaraev*²

¹ Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of the Republic of Tajikistan (IA AS RT) Dushanbe, Republic of Tajikistan

² Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN), Moscow, Russia

The telescope Zeiss-1000 of the International astronomical observatory Sanglokh (Institute of Astrophysics of Academy of Sciences of the Republic of Tajikistan) was repaired and upgraded in 2016 after a 26-year period. INASAN employees took an active part in the restoration work. The observatory with coordinates $\varphi = 38.3^\circ \text{ N}$, $\lambda = 69.2^\circ \text{ E}$, $h = 2190 \text{ m}$ is located at 120 km from Dushanbe. The astroclimate of this place is one of the best in the territory of the former USSR for optical observations of celestial bodies. Such an astroclimate and the proximity of the observatory both to the equator and to the geostationary libration point of 75° E provide excellent conditions for the space debris' investigation on the geostationary orbit. From September 2016 to August 2018 on Sanglokh four sessions of observations of space debris were performed within the scientific fields maintained in INASAN and IA AS RT. The paper presents the results of studies of translational-rotational motion and of changes in the brightness of several fragments of space debris moving in the libration mode around the libration point 75° E .

Keywords: Sanglokh observatory, astroclimate, geostationary orbit, optical observations of space debris, the parameters of the translational-rotational motion, area-to-mass ratio

Kokhirova Gulchehra Isroilovna — director, doctor of sciences, corresponding member AS RT, kokhirova2004@mail.ru

Bakhtigaraev Nail Saguitovich — senior researcher, PhD, associated professor, nail@inasan.ru

ОПТИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В КОУРОВСКОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ УРАЛЬСКОГО ФЕДЕРАЛЬНОГО УНИВЕРСИТЕТА

Э. Д. Кузнецов, Ю. З. Вибе, Д. В. Гламазда, Г. Т. Кайзер, В. В. Крушинский, А. А. Попов

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина (УрФУ), Екатеринбург, Россия

В Коуровской астрономической обсерватории Уральского федерального университета (КАО УрФУ) выполняются регулярные оптические наблюдения искусственных спутников Земли и космического мусора. Основным инструментом — телескоп СБГ (SBG, Satelliten Beobachtung Gerät) оптической системы Шмидта. Программа позиционных наблюдений включает объекты на геосинхронных, супергеосинхронных, высокоэллиптических и средних орбитах. Точность позиционных наблюдений высокоорбитальных космических объектов составляет 0,5–3 угл. с. Сотрудники КАО УрФУ имеют опыт наблюдения быстро движущихся космических объектов. Неоднократно выполнялись позиционные наблюдения отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз» при запуске космических аппаратов на солнечно-синхронную орбиту с космодрома «Байконур» с целью прогнозирования координат точек падения.

Ключевые слова: космический мусор, высокоорбитальные космические объекты, позиционные наблюдения, телескоп СБГ

ВВЕДЕНИЕ

В Коуровской астрономической обсерватории Уральского федерального университета (КАО УрФУ) более 45 лет выполняются регулярные оптические наблюдения искусственных спутников Земли (ИСЗ) и космического мусора (КМ). В настоящей статье представлено описание основного инструмента, используемого для наблюдений ИСЗ и КМ — телескопа СБГ, а также принципов организации наблюдений, которые выполняются в КАО УрФУ по программе слежения за фрагментами космического мусора.

ТЕЛЕСКОП СБГ И ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА НАБЛЮДЕНИЙ

Телескоп СБГ (SBG, Satelliten Beobachtung Gerät) (рис. 1, см. с. 85) изготовлен на предприятии Карл Цейсс Йена (ГДР) и введён в строй в 1974 г. Он имеет четырёхосную азимутальную монтировку; оптическая система Шмидта с фокусным расстоянием 0,8 м и главным зеркалом с рабочим диаметром 0,4 м. Изначально в качестве светоприёмника использовались фотопластинки. В 2005–2007 гг. была выполнена модернизация телескопа. Телескоп был оснащён ПЗС-камерой Arpogee Alta U32 с охлаждением на элементах Пельтье на основе ПЗС-матрицы Кодак KAF-3200ME-1, имеющей 2184×1472 элементов размером 6,8×6,8 мкм. Разрешение ПЗС-системы составляет 1,8 угл. с/пиксель.

Кузнецов Эдуард Дмитриевич — зав. кафедрой, д-р физ.-мат. наук, доцент, eduard.kuznetsov@urfu.ru

Вибе Юлия Зигфридовна — вед. инженер, juliettt@yandex.ru

Гламазда Дмитрий Васильевич — гл. спец., канд. техн. наук, antimuon@mail.ru

Кайзер Галина Тимофеевна — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, galina.kaiser@urfu.ru

Крушинский Вадим Владимирович — инженер-исследователь, krussh@gmail.com

Попов Александр Андреевич — вед. электроник, aropov66@gmail.com

Поле зрения — 65×44 угл. мин. Предельная звёздная величина для подвижных объектов — $15-17^m$ в зависимости от скорости движения объекта в поле зрения, для звёзд — 19^m . Система точного времени использует 12-канальный ГНСС-приёмник (Глобальная навигационная спутниковая система) Acutime 2000 GPS Smart Antenna.

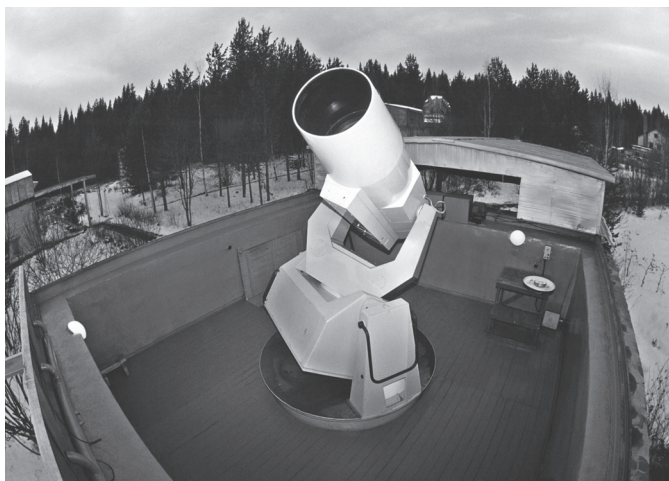


Рис. 1. Телескоп СБГ КАО УрФУ

Для автоматизации управления телескопом СБГ во время наблюдений ИСЗ и фрагментов космического мусора в обсерватории разработана программа SBGControl (Glamazda, 2012). Астрометрическая обработка наблюдений выполняется с помощью программы FitsSBG (Кузнецов, Захарова, 2010), разработанной в КАО УрФУ. Определение предварительных орбит, построение улучшенных орбит и оценка отношения миделева сечения к массе производится с помощью программного комплекса Celestial Mechanics (Beutler, 2005). Вычисление орбит и прогноз долгопериодической эволюции объектов выполняется с помощью численной модели движения искусственных спутников Земли (Бордовицына и др., 2007), разработанной в Научно-исследовательском институте прикладной математики и механики Томского государственного университета.

Программа позиционных наблюдений на телескопе СБГ включает космические аппараты и фрагменты КМ на геосинхронных, супергеосинхронных, высокоэллиптических и средних орбитах. Точность позиционных наблюдений высокоорбитальных космических объектов составляет $0,5...3$ угл. с. Улучшенные элементы орбит, получаемые по результатам наблюдений на телескопе СБГ, при использовании численной модели движения ИСЗ обеспечивают точность, необходимую для построения поисковых эфемерид высокоорбитальных космических объектов на интервале времени несколько лет.

ПРОГРАММЫ ПОЗИЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ НА ТЕЛЕСКОПЕ СБГ

Наблюдения высокоорбитальных космических объектов выполняются по эфемеридам с возможностью проведения небольших обзоров с целью поиска объектов в окрестности их эфемеридных положений в случае больших ошибок прогноза движения.

На рис. 2 показан снимок окрестности геосинхронной орбиты, полученный на телескопе СБГ с выключенным часовым механизмом при экспозиции 10 с. Объекты имеют разные наклоны орбиты и скорости дрейфа по долготе.

На рис. 3 и 4 (см. с. 87) даны снимки высокоэллиптических объектов, движущихся по орбитам типа «Молния». На рис. 3 объект наблюдается вблизи апогея в режиме с выключенным часовым механизмом при экспозиции 10 с, поскольку угловая скорость движения объекта сравнима со скоростью видимого суточного смещения звёзд по небесной сфере. На рис. 4 объект смещается по часовому углу со скоростью более 1000 угл. с/с. Осуществляется слежение за объектом, экспозиция составляет 0,5 с.

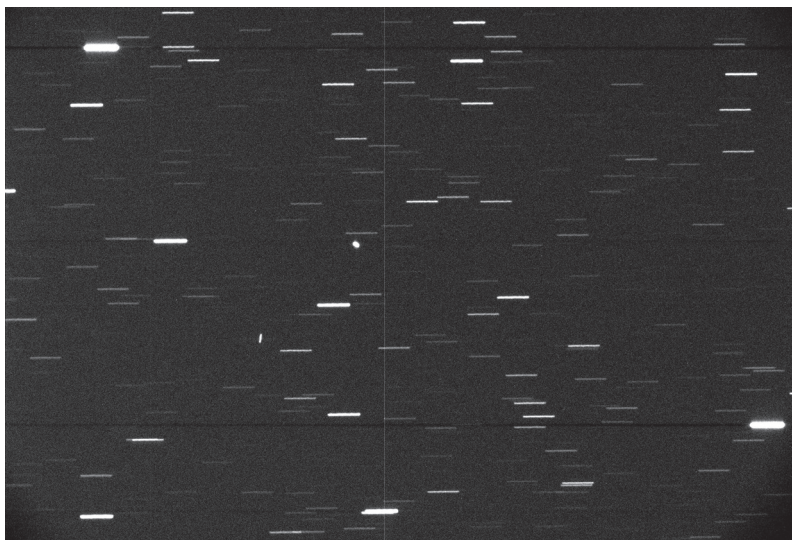


Рис. 2. Снимок двух объектов в окрестности геосинхронной орбиты (телескоп СБГ)

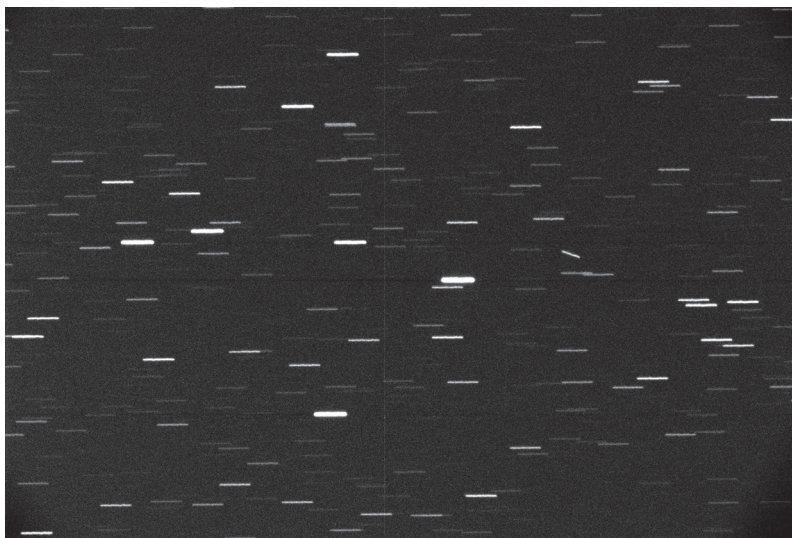


Рис. 3. Снимок объекта на высокоэллиптической орбите вблизи апогея (телескоп СБГ)

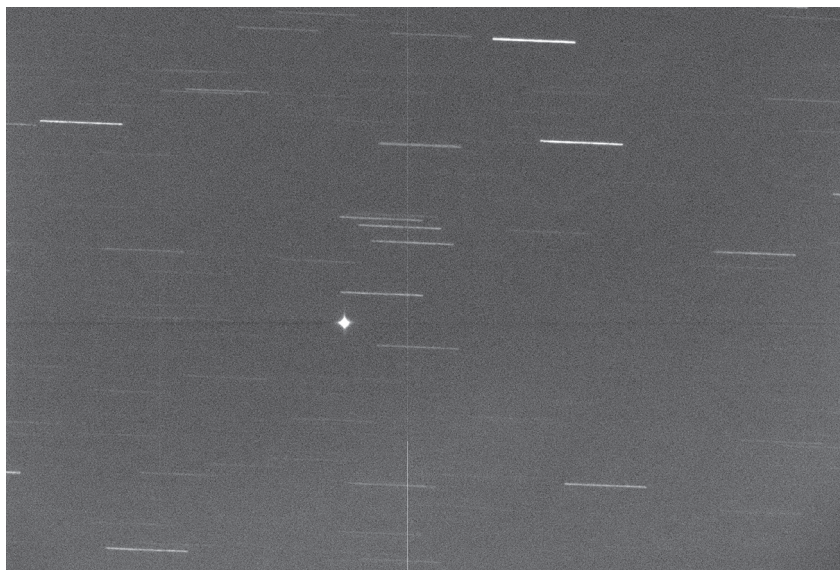


Рис. 4. Снимок объекта на высокоэллиптической орбите при большой угловой скорости движения (телескоп СБГ)

В обсерватории проводятся регулярные наблюдения космического аппарата «Спектр-Р», движущегося по экстремально высокоапогейной орбите (высота в апогее 330 000 км, высота в перигее 600 км). Пример снимка, полученного на телескопе СБГ, приведён на рис. 5. Вблизи апогея видимая угловая скорость движения аппарата настолько мала, что его можно наблюдать в режиме слежения за звёздами.



Рис. 5. Снимок космического аппарата «Спектр-Р» (показан стрелкой), полученный на телескопе СБГ

НАБЛЮДЕНИЕ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ»

Сотрудники КАО УрФУ имеют опыт наблюдения быстро движущихся космических объектов. Неоднократно выполнялись позиционные наблюдения полёта в атмосфере отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз» при запуске космических аппаратов на солнечно-синхронную орбиту с космодрома «Байконур» с целью прогнозирования координат точек падения. При этом использовались как телескоп СБГ, так и дополнительные инструменты, обеспечивающие широкое поле зрения.

На рис. 6 приведён снимок падения шести отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз» (центральный блок, две створки головного обтекателя, три створки хвостового отсека) при запуске 17.09.2009 космического аппарата «Метеор-М» № 1. Снимок получен с помощью ПЗС-камеры Argee U6 (1024×1024 элементов размером 2424 мкм), установленной на экваториальную монтировку Meade LXД75. Использовался объектив «Юпитер-21», что обеспечило поле зрения $6,8 \times 6,8^\circ$.



Рис. 6. Снимок падения в атмосфере отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз»

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Коллектив Коуровской астрономической обсерватории УрФУ имеет богатый опыт позиционных наблюдений высокоорбитальных космических объектов и космического мусора. В обсерватории отработаны методики наблюдений, принято в работу и штатно эксплуатируется программное обеспечение, применяемое на всех этапах: от расчёта эфемерид и управления телескопом до построения предварительных и улучшенных орбит, а также прогнозирования движения объектов.

В настоящее время ведётся подготовка к проведению роботизированных многоцветных фотометрических наблюдений с целью выполнения классификации наблюдаемых фрагментов космического мусора.

Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (базовая часть государственного задания, РК № АААА-А17-117030310283-7) и Правительством Российской Федерации (Постановление № 211, контракт № 02.А03.21.0006).

ЛИТЕРАТУРА

- Бордовицына Т. В., Батулин А. П., Авдюшев В. А.* и др. Численная модель движения ИСЗ. Новая версия // Изв. вузов. Физика. 2007. Т. 50. Вып. 12/2. С. 60–65.
- Кузнецов Э. Д., Захарова П. Е.* Программный комплекс для обработки ПЗС-наблюдений ИСЗ на телескопе СБГ Коуровской астрономической обсерватории // Околосземная астрономия 2009: сб. тр. конф. Казань, 22–26 авг. 2009. М.: ГЕОС, 2010. С. 267–269.
- Beutler G.* Methods of Celestial Mechanics. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2005. V. 1. 464 p.; V. 2, 448 p.
- Glamazda D.* Principal algorithms for the control of Kourovka Observatory SBG camera // Astrophysical Bul. 2012. V. 67. No. 2. P. 237–244.

OPTICAL OBSERVATIONS OF SPACE DEBRIS AT THE KOUROVKA ASTRONOMICAL OBSERVATORY OF THE URAL FEDERAL UNIVERSITY

E. D. Kuznetsov, Yu. Z. Vibe, D. V. Glamazda, G. T. Kaiser, V. V. Krushinsky, A. A. Popov

Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin (UrFU)
Ekaterinburg, Russia

Optical observations of the Earth's artificial satellites and space debris are regularly carried out at the Kourovka Astronomical Observatory of the Ural Federal University. The SBG telescope is equipped with a Schmidt optical system. Astrometric observations program includes GEO, HEO, and MEO objects. The accuracy of the astrometric observations is from 0,5 to 3 arcs. There is experience in observations of objects with high apparent motion. Astrometric observations of parts of launch vehicle Soyuz have carried out with the aim of coordinates prediction of falling points when spacecraft is launched from Baikonur in a sun-synchronous orbit.

Keywords: space debris, high orbital space objects, astrometric observations, SBG telescope

Kuznetsov Eduard Dmitrievich — head of chair, associate professor, eduard.kuznetsov@urfu.ru

Vibe Yulia Zigfridovna — leading engineer, juliettt@yandex.ru

Glamazda Dmitry Vasiljevich — main specialist, PhD, antimuon@mail.ru

Kaiser Galina Timofeevna — senior researcher, PhD, galina.kaiser@urfu.ru

Krushinsky Vadim Vladimirovich — research engineer, krussh@gmail.com

Popov Aleksandr Andreevich — leading electronics engineer, apopov66@gmail.com

ХАРАКТЕРИСТИКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПО ДАННЫМ ПОИСКОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

П. А. Левкина¹, Н. С. Бахтигараев¹, В. В. Чазов²

¹ Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН), Москва, Россия

² Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова
(ГАИШ МГУ), Москва, Россия

При помощи телескопа Zeiss-2000 в Терскольской обсерватории регулярно проводятся исследования космического мусора вблизи геостационарной области. В фотометрические ночи обнаруживаются 4–5 малоразмерных, отсутствующих в каталогах, космических объектов, которые недоступны наблюдениям на телескопах с меньшей апертурой. Массив регулярно открываемых объектов позволяет оценить заселённость околоземного космического пространства малоразмерными фрагментами космического мусора. Во время сеанса поисковых наблюдений объектов космического мусора в октябре 2018 г. на телескопе Zeiss-2000 было обнаружено более десяти различных фрагментов, отсутствующих в каталогах космических объектов. В работе приводятся характеристики нескольких таких малоразмерных фрагментов.

Ключевые слова: геостационарная область, оптические наблюдения, малоразмерный космический мусор, отношение площадь/масса

ВВЕДЕНИЕ

Телескоп Zeiss-2000 Терскольской обсерватории является крупнейшим телескопом, регулярно применяющимся для исследований космического мусора, при этом обнаруживаются и изучаются характеристики фрагментов космического мусора с блеском слабее 19-й звездной величины (соответствует размеру менее 10 см), недоступные телескопам с меньшей апертурой, на расстоянии более 40 тыс. км от Земли (Bakhtigaraev et al., 2018). Массив регулярно открываемых объектов, отсутствующих в каталогах, позволяет оценить заселённость околоземного космического пространства малоразмерными фрагментами космического мусора. Во время сеанса поисковых наблюдений объектов космического мусора в октябре 2018 г. на телескопе Zeiss-2000 было обнаружено более десяти различных фрагментов, отсутствующих в каталогах космических объектов. Часть этих объектов удалось пронаблюдать на большом интервале времени, достаточном для определения точных орбитальных параметров и оценки физических характеристик, таких как коэффициент отношения средней площади миделевого сечения к массе, период изменения блеска. Для получения ПЗС-кадров и предварительной редукции снимков использовались программный модуль CameraControl и комплекс Арех II, разработанные в Пулковской обсерватории РАН (Главная астрономическая обсерватория, ГАО) (Девяткин и др., 2010; Коургианов, 2008). Вычисления элементов орбит и оценки точности прогноза движения выполнены на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли, разработанной в Государственном астрономическом институте имени П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (Чазов, 2000).

Левкина Полина Анатольевна — науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, ayvazovskaya@inasan.ru

Бахтигараев Наил Саитович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, доцент, nail@inasan.ru

Чазов Вадим Викторович — ст. науч. сотр., д-р физ.-мат. наук, vadimchazov@yandex.ru

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОБНАРУЖЕННЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ФРАГМЕНТОВ

Во время сеанса поисковых наблюдений объектов космического мусора на телескопе Zeiss-2000 в октябре 2018 г. было обнаружено более десяти различных фрагментов, отсутствующих в каталогах космических объектов. Блеск всех объектов испытывает значительные резкие колебания с амплитудой от 5-й до 7-й звездной величины в течение нескольких минут. Период вращения большинства обнаруженных объектов оценивается приблизительно в 2 мин. В таблице для нескольких обнаруженных новых объектов приводятся следующие характеристики: n — среднее движение в оборотах за сутки; a — большая полуось орбиты; e — эксцентриситет; i — наклон плоскости орбиты; Ω — долгота восходящего узла; A/m — коэффициент отношения средней площади миделевого сечения к массе; средний видимый блеск; длина дуги наблюдений.

Характеристики нескольких новых объектов, обнаруженных в октябре 2018 г.

Объект	70100	70500	80100	80200	82022	93833
n	1,24871	2,91972	0,95221	1,03788	1,00117	0,99267
a , км	36425,8	20674,0	43641,7	41205,3	42207,1	42447,8
e	0,48328	0,67919	0,35224	0,67963	0,00334	0,12929
i , град	4,16569	1,95737	7,96733	22,9472	12,7837	5,0866
Ω , град	252,05	135,81	244,83	292,60	326,60	303,92
A/m , м ² /кг	—	—	—	—	—	16,156
Блеск, интегральная звездная величина	18,1	19,3	17,8	17,6	19,3	18,4
Дуга, мин	83	85	68	53	86	71+29

На рис. 1 показаны график изменения блеска и периодограмма объекта 70100.

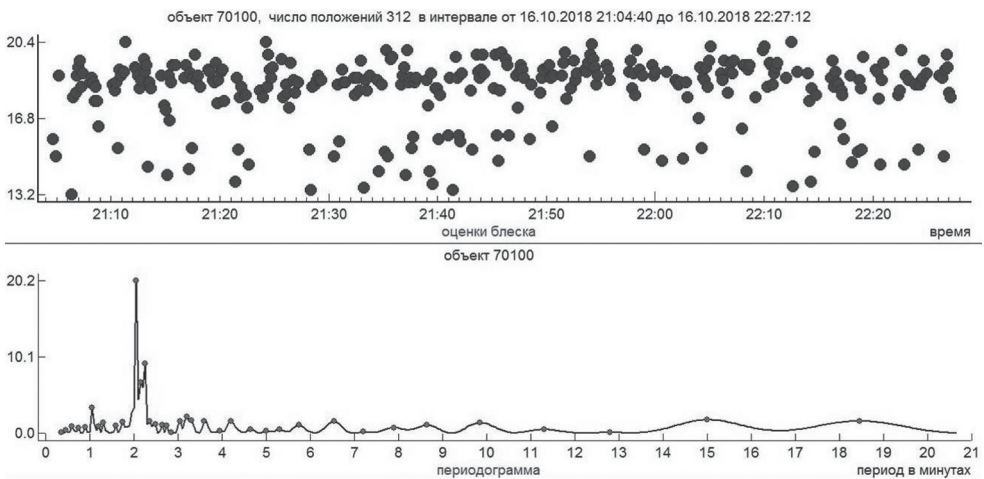


Рис. 1. График изменения блеска и периодограмма фрагмента 70100, обнаруженного 16 октября 2018 г.

Для сравнения на рис. 2 приведены график изменения блеска и периодограмма фрагмента № 92918, обнаруженного в июне 2018 г. Периодограммы объектов 70100 и 92918 очень похожи и, возможно, эти фрагменты имеют одинаковую форму.

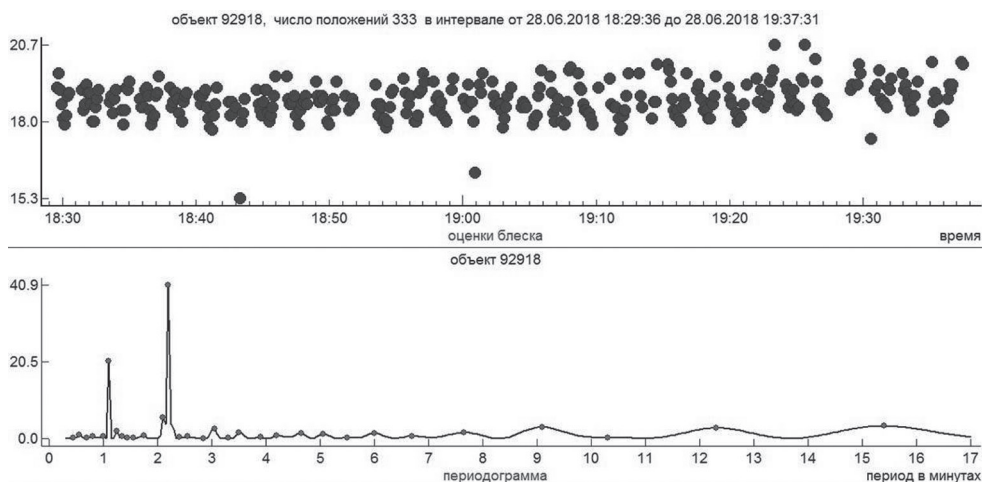


Рис. 2. График изменения блеска и периодограмма фрагмента 92918, обнаруженного и наблюдавшегося четыре ночи в июне 2018 г.

Этот объект, позже каталогизированный под номером 92918, был открыт нами 28.06.2018 при наблюдениях на пике Терскол. Наблюдался четыре ночи с 28.06.2018 по 01.07.2018, за это время было получено 486 положений. Средняя квадратическая погрешность измерений составила $\sim 0,3$ угл. с по прямому восхождению и склонению. Амплитуда блеска этого объекта изменяется в диапазоне от 15,3 до 20,8 звёздной величины, средняя оценка блеска — 18,7 звёздной величины. Период вращения объекта был оценён в 2,2 мин. По четырём ночам наблюдений оценка величины отношения площади к массе составила $3,71 \text{ м}^2/\text{кг}$. Объект находится в геостационарной области с эксцентриситетом орбиты, равным 0,11089, и наклоном орбиты, равным $3,72159^\circ$.

При отождествлении фрагментов космического мусора на основе координатной информации наиболее значимыми для процедуры отождествления элементами орбиты являются угол наклона плоскости орбиты и долгота восходящего узла относительно плоскости экватора. По критерию А. С. Соколиной на диаграмме «угол наклона — долгота восходящего узла» объекты космического мусора образуют скопления (Киладзе, Соколиная, 2008). Обнаруженный объект 92918 попадает в группу осколков с номером COSPAR 68081. Это обломок разгонного блока Titan 3С Transtage, взорвавшегося на геостационарной орбите в 1992 г. Чтобы провести сравнение, элементы орбит фрагментов Transtage были заимствованы в базе параметров движения NORAD (<http://celestrak.com/NORAD/elements/>).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В 2018 г. с помощью телескопа Zeiss-2000 было проведено несколько сеансов поисковых наблюдений объектов космического мусора. Обнаружено более 10 неизвестных фрагментов, большинство из которых находятся в геостационарной области. Блеск всех объектов испытывает значительные резкие колебания с амплитудой от 5-й до 7-й звёздной величины в течение нескольких минут. Период вращения большинства обнаруженных объектов оценивается приблизительно в 2 мин. Телескоп Zeiss-2000 Терскольской обсерватории является крупнейшим, регулярно применяющимся для исследований космического мусора, при этом обнаруживаются и изучаются характеристики фрагментов космического мусора с блеском слабее 19-й звёздной величины (соответствует размеру менее 10 см), недоступные телескопам с меньшей апертурой, на расстоянии более 40 тыс. км от Земли. Результаты таких наблюдений позволяют оценить заселённость населения околоземного пространства малоразмерными фрагментами космического мусора и закономерности изменения отношения площадь/масса (Bakhtigaraev et al., 2016). Анализ одного из новых объектов позволил идентифицировать его как фрагмент ступени Titan-3C Transtage, которая взорвалась на геостационарной орбите в 1992 г.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских учёных (МК-6640.2018.2).

ЛИТЕРАТУРА

- Десяткин А. В., Горшанов Д. Л., Куприянов В. В. и др. Программные пакеты «Апекс-I» и «Апекс-II» для обработки астрономических ПЗС-наблюдений // *Астроном. вестн.* 2010. Т. 44. № 1. С. 74–87.
- Киладзе Р. И., Социлина А. С. Теория движения геостационарных спутников. СПб.: ООО «ВВМ», 2008. 132 с.
- Чазов В. В. Основные алгоритмы численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли // *Тр. ГАИШ.* 2000. Т. 68. С. 5–20.
- Bakhtigaraev N. S., Levkina P. A., Chazov V. V. Empirical Model of Motion of Space Debris in the Geostationary Region // *Solar System Research.* 2016. V. 50. No. 2. P. 130–135.
- Bakhtigaraev N. S., Levkina P. A., Rykhlova L. V. et al. Features of geosynchronous space objects motion near 75° E // *Open Astronomy.* 2018. V. 27. P. 139–143.
- Kouprianov V. Distinguishing features of CCD astrometry of faint GEO objects // *Advance Space Research.* 2008. V. 41. P. 1029–1038.

CHARACTERISTICS OF SMALL-SIZED SPACE DEBRIS ACCORDING TO SEARCH OBSERVATIONS

P. A. Levkina¹, N. S. Bakhtigaraev¹, V. V. Chazov²

¹ Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN), Moscow, Russia

² Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University (SAI MSU), Moscow, Russia

Space debris near the geostationary region is regularly investigated by the Zeiss-2000 telescope at the Terskol observatory. In the photometric nights 4–5 small space objects being detected which are not presented in catalogs. Such objects are not available for observations with telescopes with a smaller aperture. The array of regularly opened objects makes it possible to estimate the population

of near-Earth space by small-sized space debris. During a session of exploratory observations in October 2018 of space debris objects on the Zeiss-2000 telescope, more than ten different fragments were found that are not presented in the catalogs of space objects. The paper presents the characteristics of several such faint fragments.

Keywords: geostationary region, optical observations, small-sized space debris, area-to-mass ratio

Levkina Polina Anatolevna — researcher, PhD, ayvazovskaya@inasan.ru

Bakhtigaraev Nail Saguitovich — senior researcher, PhD, associated professor, nail@inasan.ru.

Chazov Vadim Viktorovich — senior researcher, doctor of sciences, vadimchazov@yandex.ru

РОССИЙСКО-КИТАЙСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ РАЗРУШЕНИЯ РАКЕТНОЙ СТУПЕНИ «ЦЕНТАВР» — ПЕРВЫЙ ШАГ К СЕТИ ОБСЕРВАТОРИЙ БРИКС

*И. Е. Молотов*¹, *Р. Ю Сун*², *Ч. Занг*², *У. Баррес де Алмейда*³, *М. В. Захваткин*¹,
*В. В. Титенко*¹, *А. И. Стрельцов*¹, *А. В. Мохнаткин*¹, *Т. Н. Кокина*⁴, *Л. В. Еленин*¹

¹ Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Москва, Россия

² Обсерватория «Цзыцзиньшань» Китайской академии наук, Нанкин, КНР

³ Бразильский Центр физических исследований Министерства науки, технологий и инноваций (БЦФИ), Рио-де-Жанейро, Бразилия

⁴ Центр астрономии, Национальный автономный университет Синалоа (ЦА АУС) Кульякан, Мексика

Созданная межведомственная российская сеть мониторинга околоземного космического пространства включает уже 85 телескопов, что позволяет сопровождать в каталоге до семи тысяч космических объектов и решать задачи автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве. Вместе с тем, обнаружение нескольких тысяч фрагментов разрушений на высокоэллиптической орбите существенно снизило качество каталога в части слабых космических объектов — регулярно наблюдается всего порядка 20 % слабых космических объектов. Для исправления ситуации было предложено сформировать наблюдательную сеть стран БРИКС (группа из пяти стран: Бразилия, Россия, Индия, Китай, Южно-Африканская Республика, *англ.* BRICS — Brazil, Russia, India, China, South Africa) с участием китайских и бразильской обсерваторий. Для проверки реализуемости концепции была организована серия российско-китайских экспериментов по наблюдению фрагментов разрушений ступеней ракеты «Центавр» с участием пяти китайских телескопов и двух телескопов Научной сети оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений в Мексике. За период в 13 ночей было получено 11 627 качественных измерений 49 космических объектов. Предпринимаются шаги для начала регулярных наблюдений слабых космических объектов в Китае.

Ключевые слова: космический мусор, Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений, БРИКС, высокоэллиптическая орбита, разрушение ступени «Центавр»

ВВЕДЕНИЕ

Понятие «космический мусор» (КМ) охватывает широкий класс космических объектов (КО) искусственного происхождения, находящихся на околоземных орбитах. При этом количество выработавших ресурс спутников, различных ступеней ракет и фрагментов, сопровождающих каждый запуск, а также образующихся в результате орбитальных разрушений, достигло предела, когда оно начинает

Молотов Игорь Евгеньевич — ст. науч. сотр., im62@mail.ru

Сун Ронг Ю — канд. физ.-мат. наук, доцент, rysun@pmo.ac.cn

Занг Чен — лаборант, zhangchen@pmo.ac.cn

Баррес де Алмейда Улиссес — доктор философии, внештатный науч. сотр, ulisses@cbpf.br

Захваткин Михаил Витальевич — канд. физ.-мат. наук, науч. сотр., zmaxus@gmail.com

Титенко Владимир Викторович — науч. сотр., v_titenko@mail.ru

Стрельцов Артур Игоревич — науч. сотр., arthur.streltsov@yandex.ru

Мохнаткин Артем Витальевич — мл. науч. сотр., artspace3@mail.ru

Кокина Татьяна Николаевна — руководитель, anisili@rambler.ru

Еленин Леонид Владимирович — науч. сотр., l.elenin@gmail.com

создавать серьёзную угрозу не только для пилотируемых орбитальных станций и функционирующих космических аппаратов (КА), но и для экологии Земли и околоземного космического пространства (ОКП). Дальнейшее освоение ОКП невозможно без знания текущей обстановки, анализа источников и закономерностей эволюции КМ. В то же время, результаты исследований могут быть использованы не только для создания модели популяции КМ и разработки мер, снижающих засорённость ОКП, но и для совершенствования теорий орбитального движения, развития теории влияния светового давления на движение орбитальных КО, исследования магнитного поля и вариаций плотности верхней атмосферы Земли.

Ввиду всё возрастающей важности проблемы космического мусора распоряжением Президиума РАН № 10310-142 от 28 февраля 2001 г. Институту прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН) было поручено создать Центр сбора, обработки и анализа информации по объектам техногенного происхождения (ЦСИТО) РАН. После чего в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН были развёрнуты работы по налаживанию регулярного получения измерительных данных, без которых невозможно решение любых задач, связанных с этой проблематикой. Так начался международный проект «Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических измерений» (НСОИ АФН, *англ.* International Space Observation Network, ISON) (Молотов и др., 2009), послуживший основой для создания отечественной межведомственной сети мониторинга ОКП.

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ МЕЖВЕДОМСТВЕННОЙ СЕТИ МОНИТОРИНГА

На разных стадиях проекта межведомственной сети, по мере роста уровня знаний о КМ, появлялись новые задачи и проблемы, требующие развития новых средств и методов мониторинга ОКП. На первом этапе предпринимались попытки использования для наблюдений КО телескопов, оставшихся в обсерваториях со времён СССР. Но после начала регулярных исследований стало очевидным, что устаревшие неавтоматизированные телескопы с небольшим полем зрения и недостаточной проникающей способностью для этих целей подходят мало. Были заказаны новые, специально спроектированные приборы. Поскольку на то время самой неисследованной областью ОКП оставалась область геостационарных орбит (ГСО), то основной упор делался на малые обзорные инструменты, способные за ночь охватить всю видимую часть области ГСО. Под серию 22-см телескопов с полем зрения $4 \times 4^\circ$ была отработана методика «сплошных» (гарантированно детектировавших все доступные по блеску объекты) обзоров ГСО в полосе 18° (Агапов и др., 2013). Эти работы позволили составить и поддерживать каталог (список орбит) геостационарных КО с блеском до 15,5 звёздной величины. В связи с началом работы автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях (АСПОС) «Роскосмоса» в ОКП (Шилин и др., 2013) под телескопы апертурой 18,0–19,2 см с полем зрения $7 \times 7^\circ$ была разработана методика расширенных обзоров, существенно увеличивающая точность орбит большей части ярких ГСО-объектов за счёт кратного удлинения измерительных дуг при увеличении числа просмотров ГСО за ночь (Молотов и др., 2017). В дополнение попутно массово обнаруживались объекты на высокоэллиптических орбитах (ВЭО).

На следующем этапе была сделана попытка увеличить знания о слабых фрагментах КМ на высоких орбитах, с этой целью была разработана методика так называемых «локальных» обзоров в интересах обнаружения некаталогизированных фрагментов космического мусора, образовавшихся при разрушениях КО.

С этой целью были заказаны телескопы апертурой 50 и 65 см с полем зрения больше $2 \times 2^\circ$ (Молотов и др., 2017). В связи с необходимостью верификации разрабатываемой модели популяции КМ на высоких орбитах потребовалась разработка методики статистических наблюдений малых фрагментов, которая применяется на модернизированном 80-см телескопе на пике Терскол (Аглетдинов и др., 2017). В итоге это привело к формированию существующей глобальной межведомственной системы мониторинга ОКП. За 15 лет общими усилиями была создана мощная группировка из 85 наблюдательных средств, которая контролирует всю область ГСО и позволяет обнаруживать и сопровождать около 7000 КО на высоких орбитах — геостационарной, высокоэллиптической и средневысокой. На рис. 1 показано количество сопровождаемых КО на орбитах различных типов по годам.

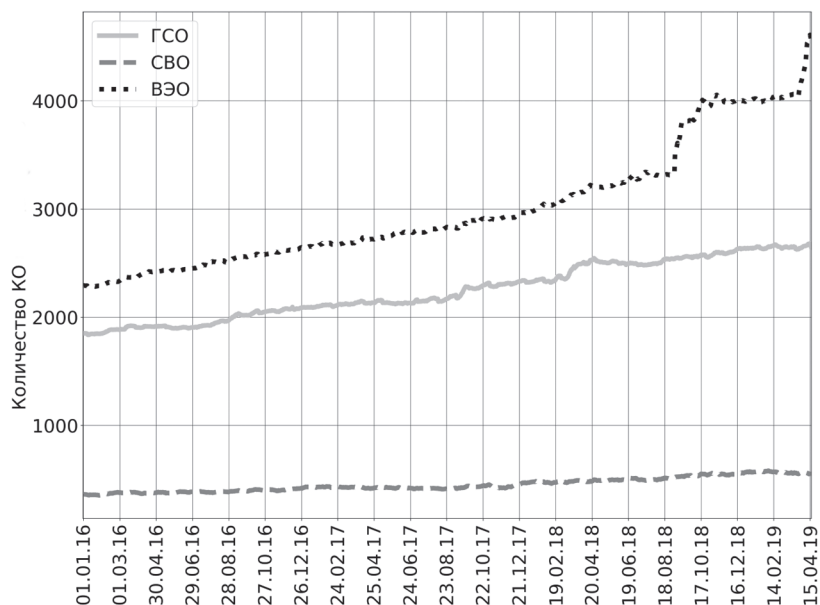


Рис. 1. Изменение количества высокоорбитальных КО в каталоге по годам

При этом качество каталога существенно различается для различных типов КО (Молотов, 2018) — для ярких КО обеспечивается регулярное обновление орбит, причём орбиты 90 % КО известны точно, что позволяет их использовать для решения задач АСПОС ОКП, а в части слабых КО регулярно обновляются только 20 % орбит, число КО с точными орбитами не превышает 40...50 %. Кроме того, качество каталога слабых КО на ГСО снизилось — за последний год уменьшился процент КО с точными орбитами, что делает эти объекты малоприспособленными для решения задач АСПОС ОКП. Одна из причин этого — резкое увеличение количества слабых ВЗО-объектов из-за произошедших разрушений, которых стало в пять раз больше (рис. 2, см. с. 98), т. е. в два раза больше, чем слабых КО на ГСО. Число слабых ВЗО-объектов продолжает расти.

В 2019 г. произошло два разрушения ступеней ракетносителей «Центавр» (табл. 1), для которых по данным межведомственной сети мониторинга ОКП было обнаружено 590 фрагментов. На рис. 3 и 4 (см. с. 98, 99) показано распределение фрагментов разрушений из табл. 1 по блеску и отношению площади к массе.

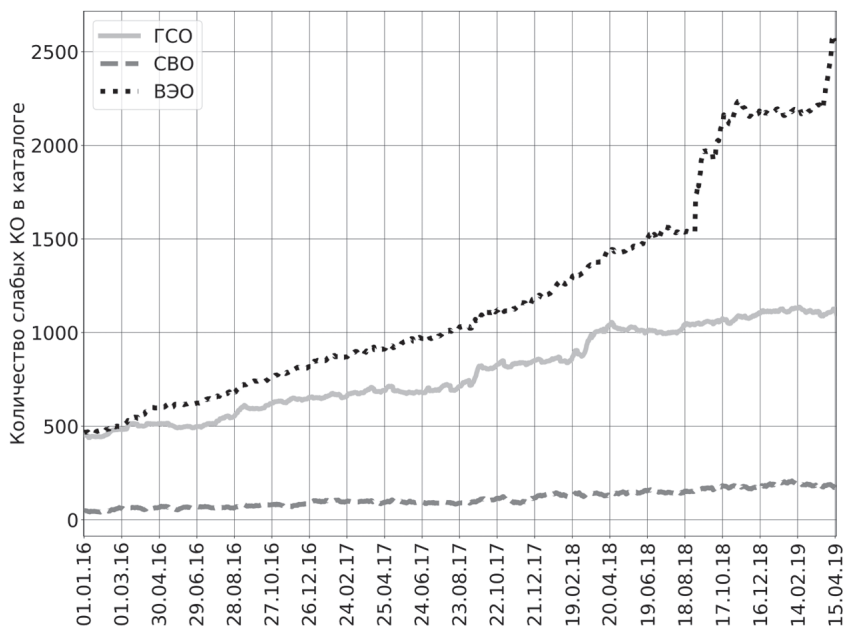


Рис. 2. Изменение количества слабых высокоорбитальных КО в каталоге по годам

Таблица 1. Разрушения КО на ВЭО, выявленные по данным отечественной сети мониторинга ОКП в 2019 г.

ИПМ	NORAD	Международный номер	Расчётная дата разрушения	Обнаружено фрагментов	Каталогизировано фрагментов
96534	35816	2009-047В	24.03.2019	261	261
96138	43652	2018-079В	06.04.2019	329	323

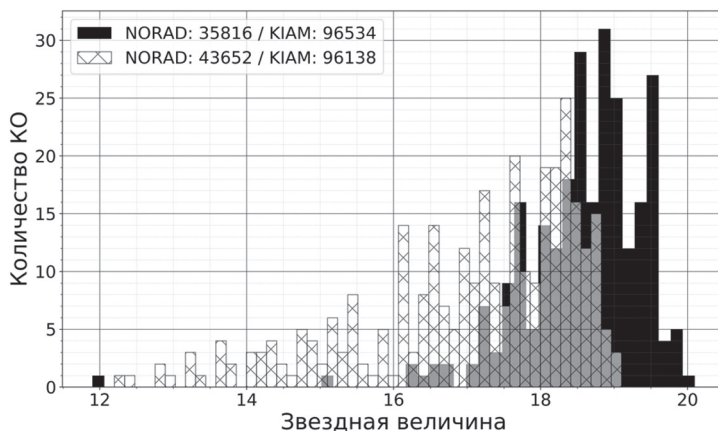


Рис. 3. Распределение фрагментов двух разрушений КО на высокоэллиптических орбитах в 2019 г. по блеску

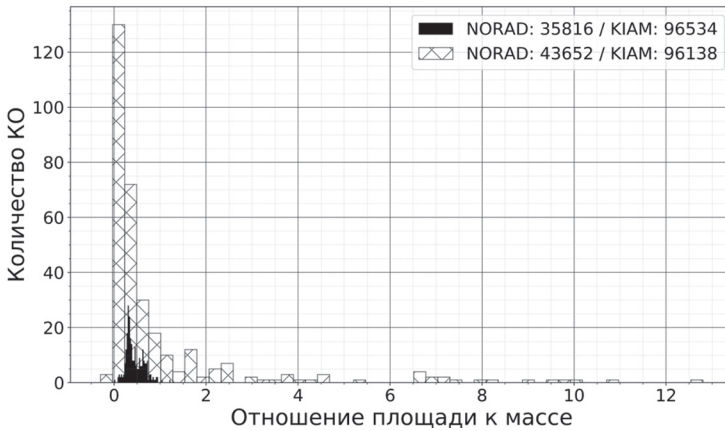


Рис. 4. Распределение фрагментов двух разрушений КО на высокоэллиптических орбитах в 2019 г. по отношению площади к массе

РОССИЙСКО-КИТАЙСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ РАЗРУШЕНИЙ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

Как уже говорилось (Молотов и др., 2018), существующего количества телескопов средней и большой апертуры российской межведомственной сети мониторинга недостаточно для устойчивого сопровождения малоразмерных КО в каталоге (в части слабых КО регулярно обновляются только 20 % орбит). Для повышения качества каталога (точности орбит сопровождаемых КО и регулярности их обновления) необходимо увеличить количество привлекаемых телескопов. С этой целью был предложен проект создания наблюдательной сети стран БРИКС (группа из пяти стран: Бразилия, Россия, Индия, Китай, Южно-Африканская Республика) с участием на первом этапе обсерваторий сети НСОИ АФН, сети наблюдательных пунктов обсерватории «Цзыцзиньшань» Китайской академии наук и бразильской обсерватории «Пико дос Диас».

Таблица 2. Телескопы, впервые принявшие участие в наблюдении фрагментов разрушений

Телескоп	Апертура, мм	Координаты			КО	Количество измерений
		Широта, град	Долгота, град	Высота, м		
«Косала»	400	24,4	-106,6	631	27	5886
«Яоань»	800	25,5	101,2	2000	5	309
«Хунхе»	900	47,6	133,5	70	22	1906
«Наньшань»	800	43,5	87,2	2030	11	2316
	300	43,5	87,2	2030	2	516
«Сюйи»	650	32,7	118,5	180	9	3178

Таблица 3. Статистика наблюдений фрагментов разрушений

Страна	Измерено КО	Всего измерений	Всего ночей
Мексика	27	5886	7
Китай	22	5741	6

Для проверки реализуемости концепции в апреле–мае 2019 г. была проведена серия российско-китайских экспериментов с участием пяти китайских телескопов и 40-см телескопа ЧВ-400 (Кокина и др., 2018) НСОИ АФН в Косала, Мексика, по наблюдению фрагментов разрушения ракетносителей «Центавр». Параметры телескопов и статистика наблюдений представлены в табл. 2 и 3. Дополнительно в Мексике привлекался 25-см телескоп ТАЛ-250К для высокоточных измерений. Он использовался только для наблюдений яркого родительского КО, по которому проводились оценки внешней точности измерений телескопов, участвующих в российско-китайских экспериментах (рис. 6).

В целом за период в 13 ночей было получено 11 627 измерений по 49 КО. Распределение блеска полученных измерений и их точность представлены на рис. 5 и 6.

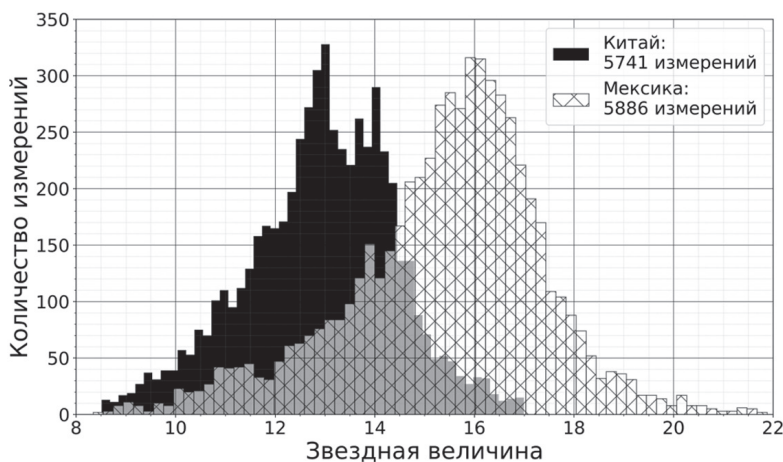


Рис. 5. Распределение по блеску фрагментов разрушений, наблюдавшихся в российско-китайских экспериментах

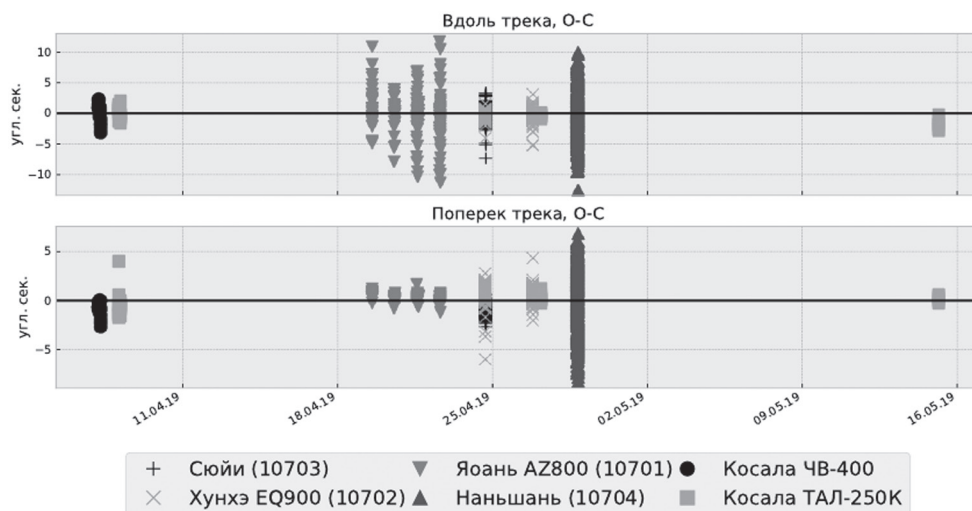


Рис. 6. Распределение по телескопам внешних продольных и поперечных невязок измерений, полученных в российско-китайских экспериментах

На китайских телескопах использовалось собственное программное обеспечение для управления телескопами и обработки ПЗС-кадров, а также собственная аппаратура для привязки времени измерений. Планирование наблюдений, расчёт целеуказаний и последующий анализ полученных измерений проводился в ЦСИТО РАН при Баллистическом центре ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.

ВЫВОДЫ

В базе данных ЦСИТО РАН резко увеличилось количество слабых КО на высоких орбитах, что в среднем снизило качество каталога. В интересах увеличения точности и регулярности обновления орбит была проведена серия российско-китайских экспериментов по наблюдению фрагментов разрушения на ВЭО. Результаты анализа этих наблюдений показали, что полученный значительный объём измерений имеет хорошее качество, что доказывает реализуемость концепции создания наблюдательной сети стран БРИКС. Регулярное участие в наблюдениях слабых КО семи дополнительных телескопов средней и большой апертуры позволит существенно улучшить параметры каталога в части слабых высокоорбитальных КО. В настоящее время создаётся автоматизированный центр для расчёта целеуказаний и интерфейс для обмена данными с ЦСИТО РАН. Планируется, что с осени 2019 г. китайские наблюдательные пункты начнут проводить регулярные отслеживания фрагментов КО.

ЛИТЕРАТУРА

- Агапов В. М., Головкин А. В., Емельянов В. А.* и др. Космический мусор: Методы наблюдения и модели космического мусора. Т. 1 / под. ред. д-ра техн. наук, проф. Райкунова Г. Г. М.: Физматлит, 2013. 248 с.
- Аглетдинов В. В., Воропаев В. А., Молотов И. Е.* и др. Новые результаты крупного модернизированного телескопа по слежению за космическим мусором на Северном Кавказе // Эколог. вестн. науч. центров Черноморского эконом. сотрудничества. 2017. № 4. Вып. 2. С. 7–11.
- Кокина Т. Н., Мендоса А. Д., Молотов И. Е.* и др. Результаты участия центра астрономии университета Синалоа в проекте сети оптических наблюдений НСОИ АФН // Приложение к журн. Изв. вузов. Геодезия и аэрофотосъёмка: сб. ст. по итогам научно-техн. конф. 2018. № 9. С. 27–30.
- Молотов И. Е., Агапов В. М., Куприянов В. В.* и др. Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений // Изв. Гл. астроном. обсерватории в Пулкове. 2009. № 219. Вып. 1. С. 233–248.
- Молотов И. Е., Воропаев В. А., Юдин А. Н.* и др. Комплексы электронно-оптических средств для мониторинга околоземного космического пространства // Эколог. вестн. науч. центров Черноморского эконом. сотрудничества. 2017. № 4. Вып. 2. С. 110–116.
- Молотов И. Е., Еленин Л. В., Усовик И. В.* и др. Анализ вклада сети НСОИ АФН в решение задач мониторинга космического мусора в области геостационарных орбит: Препринт ИПМ № 274. М., 2018. 14 с.
- Шилин В. Д., Лукьянов А. П., Молотов И. Е.* и др. Проблемы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве: Планы и возможности: Роль оптических наблюдений // Эколог. вестн. науч. центров Черноморского эконом. сотрудничества. 2013. № 4. Ч. 2. С. 171–175.

RUSSIAN-CHINESE OBSERVATIONS OF FRAGMENTS OF THE DESTRUCTION OF THE CENTAUR ROCKET STAGE ARE THE FIRST STEP TO THE NETWORK OF BRICS OBSERVATORIES

I. E. Molotov¹, R. Yu Sun², C. Zhang², U. Barres de Almeida³, M. V. Zakhvatkin¹, V. V. Titenko¹, A. I. Streltsov¹, A. V. Mokhnatkin¹, T. N. Kokina⁴, L.V Elenin¹

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences (KIAM RAS) Moscow, Russia

² Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences (PMO CAS), Nanjing, People's Republic of China

³ Centro Brasileiro de Pesquisas Físicas Ministry of Science, Technology, Innovation and Communications (CBPF), Rio de Janeiro, Brazil

⁴ The Center for Astronomy, Autonomous University of Sinaloa (CA AUS), Culiacán, Mexico

The established interdepartmental Russian monitoring network of the near-Earth space includes 85 telescopes, which allows to track up to 7 thousand space objects in the catalog and to solve the tasks of the conjunction assessment analysis. At the same time, the detection of several thousand fragments of destruction on the HEO significantly reduced the quality of the catalog in part of faint objects — regularly observed only about 20 % of faint fragments. To remedy the situation, it was proposed to form an observation network of BRICS with the participation of Chinese and Brazilian observatories. To verify the feasibility of the concept, a series of Russian-Chinese experiments were organized to observe fragments of the destruction of the Centaur stages with the participation of five Chinese telescopes and two telescopes of the ISON network in Mexico. During 13 nights were obtained 11 627 quality measurements for 49 objects. Steps are being taken to start the regular observations of faint fragments in China.

Keywords: space debris, ISON, BRICS, HEO, destruction of the Centaur stage

Molotov Igor Evgenevich — senior researcher, im62@mail.ru

Sun Rong Yu — associate professor, PhD, rysun@pmo.ac.cn

Zhang Chen, MSc — research assistant, zhangchen@pmo.ac.cn

Barres de Almeida Ulisses — associate researcher, PhD, ulisses@cbpf.br

Zakhvatkin Mikhail Vitalevich — researcher, PhD, zmaxus@gmail.com

Titenko Vladimir Viktorovich — researcher, v_titenko@mail.ru

Streltsov Arthur Igorevich — researcher, arthur.streltsov@yandex.ru

Mokhnatkin Artem Vitalievich — junior researcher, artspace3@mail.ru

Kokina Tatiana Nikolaevna — head of department, anisili@rambler.ru

Elenin Leonid Vladimirovich — researcher, l.eenin@gmail.com

МОНИТОРИНГ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ: ОПЫТ МИССИИ «ЛОМОНОСОВ» И ПРОЕКТ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ»

М. И. Панасюк, В. М. Липунов, С. И. Свертилов, Е. С. Горбовской, В. Г. Корнилов, В. Л. Петров, В. В. Чазов, И. В. Яшин

Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова (МГУ)
Москва, Россия

В статье рассматривается новый космический проект Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова «Универсат-СОКРАТ» (система оповещения космической радиационной, астероидной и техногенной опасности) по созданию группировки спутников для мониторинга в реальном времени в околоземном космическом пространстве радиационной обстановки, потенциально опасных объектов естественного (астероиды, метеоры) и техногенного происхождения (космический мусор), а также электромагнитных транзиентов — космических и атмосферных гамма-всплесков, вспышек оптического и ультрафиолетового излучения из атмосферы Земли. В части мониторинга космического мусора проект основан на результатах работы оптических камер широкого поля зрения на борту спутника «Ломоносов». Первый опыт оптического мониторинга космического пространства из космоса показал высокую эффективность и большой потенциал применения светосильных камер в космосе, созданных на базе математического обеспечения и технологии роботизированных оптических комплексов МАСТЕР. Рассматриваются характеристики оптических приборов в проекте «Универсат-СОКРАТ» и анализируются их возможности по мониторингу космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, астероиды, метеоры, широкопольные оптические камеры, робот-телескопы

ВВЕДЕНИЕ

Естественная и «техногенная» космическая среда создаёт серьёзные риски для осуществления космических миссий как роботизированных, так и с участием человека. Риск определяется спецификой планируемых миссий — их продолжительностью, локализацией в космическом пространстве и параметрами орбит.

Основными природными и техногенными факторами риска, ограничивающими или представляющими опасность для осуществления космических автоматических и пилотируемых космических миссий в околоземном пространстве, являются космическая радиация и космический мусор (КМ). В настоящее время общее количество находящихся в космическом пространстве и каталогизированных космических объектов (КО) техногенного происхождения составляет более 18 000. Из них 2353 КО — это действующие космические аппараты (<https://www.celestrak.com/satcat/search-results.php>), а остальные — космический мусор. При экстраполяции существующих темпов засорения низких околоземных орбит

Панасюк Михаил Игоревич — директор, зав. кафедрой, д-р физ.-мат. наук, проф.,
panasyuk@sinp.msu.ru

Липунов Владимир Михайлович — д-р физ.-мат. наук, проф., lipunov2007@gmail.com

Свертилов Сергей Игоревич — зам. зав. кафедрой, д-р физ.-мат. наук, проф., sis@coronas.ru

Горбовской Евгений Сергеевич — канд. физ.-мат. наук, gorbovskoy@sai.msu.ru

Корнилов Виктор Геральдович — доцент, канд. физ.-мат. наук, victor@sai.msu.ru

Петров Василий Львович — vas.i.nas@gmail.com

Чазов Вадим Викторович — д-р физ.-мат. наук, chazov@sai.msu.ru

Яшин Иван Васильевич — канд. физ.-мат. наук, ivn@eas.sinp.msu.ru

(НОО), даже с учётом различных мероприятий по его уменьшению, в средне-срочной перспективе может возникнуть «каскадный эффект» возрастания числа обломков в результате взаимного столкновения объектов и частиц космического мусора, который может в долгосрочной перспективе привести к катастрофическому росту количества объектов КМ на НОО и, как следствие, к практической невозможности дальнейшего освоения космоса. Такая критическая ситуация уже близка на геостационарных орбитах.

Первый опыт мониторинга космического мусора в околоземном пространстве был получен с помощью оптических камер широкого поля зрения (ШОК) на спутнике Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (МГУ) «Ломоносов» (Lipunov et al., 2018). В предлагаемом проекте «Универсат-СОКРАТ»* планируется создать систему космических аппаратов (КА), позволяющую в режиме, близком к реальному времени, обеспечить мониторинг космического мусора, а именно, мониторинг, который, в отличие от наземных средств, *позволит осуществлять всепогодное и глобальное слежение за околоземными объектами и, тем самым, повысить оперативность анализа информации и принятия необходимых решений, а в некоторых случаях повысить точность определения координат объектов для последующей их каталогизации.*

Успешная реализация проекта позволит впервые в мире создать космическую систему мониторинга и предотвращения космической угрозы как для осуществляемых, так и для планируемых космических миссий.

ОПЫТ НАБЛЮДЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА СПУТНИКЕ «ЛОМОНОСОВ»

Российская многоцелевая космическая обсерватория «Ломоносов» была запущена первым стартом с космодрома «Восточный» 28 апреля 2016 г. (Sadovnichii et al., 2017). Обсерватория «Ломоносов» представляет собой многоканальный научный комплекс исследования различных процессов, протекающих во Вселенной практически во всех диапазонах электромагнитных волн и энергий космических частиц. Впервые в отечественной практике исследования космического пространства на борту обсерватории установлены роботизированные широкопольные орбитальные камеры МАСТЕР-ШОК (далее — ШОК) (Lipunov et al., 2018), которые позволили контролировать околоземное космическое пространство прямо из космоса, поскольку вся обработка изображений с выделением стационарных и движущихся каталогизированных и неизвестных оптических источников ведётся в режиме реального времени (1 мин после считывания с матрицы) непосредственно на борту космического аппарата.

В составе КА «Ломоносов» имеется два идентичных прибора: ШОК-1 и ШОК-2, каждый из которых представляет собой быструю сверхширокопольную камеру в виде моноблока, состоящего из узла регистрации оптического излучения, узла электроники, элементов механической конструкции и корпуса.

В режиме поиска оптических транзиентов камера непрерывно снимает небо с малыми экспозициям (0,2 с по умолчанию). Кадры передаются в узел электроники для обработки, сжатия и сохранения. Обработка идёт по разностной схеме, т.е. из полученного кадра вычитается предыдущий, и на разности ищутся новые объекты. При обнаружении яркого объекта информация о нём сохраняется в специальный файл. Один раз в час для ~100 наиболее ярких событий, обнаруженных в течение данного часа, из исходного набора полнокадровых изображений кадров

* СОКРАТ — система оповещения космической радиационной, астероидной и техногенной опасности.

генерируются центрированные на обнаруженный объект вырезки во временном промежутке порядка нескольких минут до и после события. Эти вырезки после формирования отдельно сохраняются для передачи на Землю. Так как размер вырезаемых кадров невелик, это позволяет передавать на Землю довольно большое количество ярких транзиентов.

В базовом режиме работы программа обработки находит все яркие быстро-переменные объекты. Спутники и их фрагменты, в силу того, что перемещаются быстро, создают короткую вспышку в данном конкретном месте, которая (в отсутствие дополнительных фильтров) проявляет себя как яркий транзиент. За время наблюдений на КА «Ломоносов» были получены данные о более чем 300 000 зарегистрированных объектах, среди них в процессе автоматического поиска был обнаружен 22 181 след от спутников.

По данным телеметрии и с учётом положения приборов ШОК относительно КА удаётся установить координаты объектов с точностью до $0,5^\circ$ даже без дополнительной астрометрической привязки. Тем не менее, несмотря на довольно маленький размер вырезок (128×128 пикселей), для более чем 85 % объектов даже в этом поле зрения есть более трёх звёзд, которых, с учётом довольно хорошо известного первоначального местоположения (~ 30 угл. мин), достаточно, чтобы сделать астрометрическую привязку и увеличить точность определения координат до $15...20$ угл. с. После астрометрической привязки было выполнено отождествление каждого из обнаруженных нами объектов из каталога NORAD (North American Aerospace Defense Command) с учётом положения приборов ШОК на орбите Земли в составе КА «Ломоносов». Из 22 181 найденных движущихся объектов (спутников или их фрагментов) 10 711 (~ 48 %) было надёжно, в автоматическом режиме, отождествлено с известными объектами из базы NORAD, 7876 объектов (~ 35 %), напротив, не имеют надёжного отождествления, оставшиеся 3594 объектов (~ 16 % от общего числа), отождествляются с известными объектами по координатам, однако имеют отличия в направлении или модуле скорости (Липунов и др., 2018).

При наблюдениях космической камерой спутники и их фрагменты удаётся детектировать на рекордно близких расстояниях. Так, например, известный осколок космического мусора PSLV DEB наблюдался 2016-08-03 в 21:46:49 с расстояния всего в 21 км, а аппарат TianHui-1 с расстояния в 23 км в тот же день в 15:41:58,940. Кроме того, среди неотожествлённых объектов встречаются и более экзотические и, по-видимому, более близкие объекты. Отметим, что область расстояний до 200 км в принципе недоступна для наблюдений с Земли. Главным же образом, с учётом используемой методики, камера оказалась наиболее чувствительна к объектам, находящимся на расстоянии 100...500 км от КА (Липунов и др., 2018).

КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

В плане мониторинга потенциально опасных объектов реализация предлагаемого проекта позволит создать первую отечественную систему космического базирования, предназначенную сначала для оперативного обнаружения некаталогизированных объектов. По сравнению с существующими в мире системами такого типа — NORAD, миниспутниками Sapphire и NEOSSat, будет обеспечено обнаружение неизвестных объектов в режиме реального времени. Предлагаемый космический сегмент — не альтернатива наземному, но существенно комплементарен к нему. Сочетание наземных средств наблюдений (система МГУ МАСТЕР — мобильная астрономическая система телескопов-роботов) с космической

(«Универсат-СОКРАТ») позволит с помощью роботизированных телескопов с широким полем зрения существенно повысить эффективность мониторинга космического мусора в околоземном пространстве.

Для реализации указанных наблюдений предполагается в минимальном варианте использовать группировку из трёх космических аппаратов (Панасюк и др., 2015). Космический аппарат № 1 должен размещаться на низкой солнечно-синхронной орбите высотой 500...650 км. Такая орбита обеспечивает наблюдение разных областей верхней атмосферы и околоземного пространства — от экваториальных до полярных, а также создаёт благоприятные фоновые условия для измерений всплесковых явлений в гамма-диапазоне. Кроме того, на этом спутнике должны размещаться наиболее массивные приборы, в том числе предназначенные для мониторинга космического мусора, поэтому необходимая масса полезной нагрузки КА № 1 должна быть не менее 130 кг.

По основным задачам и составу целевой аппаратуры КА № 2 и 3 идентичны. Основной задачей этих аппаратов является обеспечение радиационного мониторинга с целью построения трёхмерной картины текущего распределения потоков протонов и электронов в значительной области радиационных поясов Земли, для чего предполагается вывод этих спутников на эллиптические орбиты, расположенные во взаимно-перпендикулярных плоскостях. Высота апогея обеих орбит ограничена 8000 км из соображений достаточной точности работы системы пространственной ориентации и стабилизации спутника и разумными ограничениями сложности и стоимости запуска, периода орбиты и др. Наклонение $63,4^\circ$ выбрано из требования обеспечения стабильности положения перигея и апогея орбиты. На каждом из КА № 2 и 3 помимо аппаратуры для мониторинга космической радиации также может быть установлена оптическая камера широкого поля зрения, предназначенная для мониторинга ближнего и дальнего (до нескольких миллионов километров) пространства с целью поиска неотожествлённых объектов искусственного и естественного происхождения.

Приборы для оптического мониторинга опасных объектов

Комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов должен состоять из двух широкопольных оптических камер (мини-телескопов) и сканирующего телескопа с диаметром входного окна 120...250 мм и рабочем поле зрения до 100 град^2 . Камеры широкого поля зрения аналогичны применявшимся в составе спутника «Ломоносов» (Lipunov et al., 2018). Параметры широкопольных камер: поле зрения $\sim 20 \times 40^\circ$, разрешение 12 мегапикселей, размер ПЗС-матриц 24×36 мм. Данные с каждой камеры анализируются процессором, осуществляющим как подробную запись видеоряда (5 кадр/с) по триггеру от гамма-детектора (гамма-всплески), так и выборку видеофрагментов, относящихся к космическим аппаратам, космическому мусору, астероидам и другим объектам. Для успешной реализации наблюдений необходимы средства стабилизации ориентации на время экспозиции (до 3 мин) с точностью не хуже 5 угл. с относительно неподвижных звёзд и знание ориентации телескопа на момент начала экспозиции с точностью не хуже 60 угл. мин. Физико-технические характеристики сканирующего телескопа и широкопольной оптической камеры представлены ниже.

Характеристики сканирующего телескопа

Система	зеркально-линзовая
Тип трубы	закрытый, Кассегреновский фокус
Апертура	250 мм

Фокусное расстояние	330 мм
Светосила	1,33
Поле зрения	9°
Линейное поле зрения (80 % отн. освещённость)	60 мм
Центральное экранирование	диаметр 56 %
Спектральный диапазон	0,4...0,9 мкм
Задний фокус	59 мм
Пиксель камеры	9...25 мкм
Масса	25 кг

Характеристики широкопольной оптической камеры

Масса	(5,5±0,3) кг
Размеры	137×295×306 мм
Энергопотребление	≤26 Вт
Диапазон регистрируемых длин волн	330...820 нм
Диаметр объектива	52 мм
Фокусное расстояние объектива	50 мм
Светосила	f/1,2
Разрешение камеры	4008×2672 пикселей = 10,7 мегапикселей
Качество изображения (FWHM)	2,5–3 пикселя
Поле зрения	~26,5×39,9°, ~1000 град ²
Временное разрешение	от 5 кадр/с
Шумы	30 электронов
Глубина потенциальной ямы	60 000 электронов
Квантовый выход	50 % при 500 нм
Предельная звёздная величина одиночного кадра	9 ^m (при экспозиции 0,2 с)
Предельная звёздная величина одиночного суммарного кадра	11 ^m (при экспозиции 20 с)

Группировка КА «Универсат-СОКРАТ» должна осуществлять мониторинг в режиме, близком к реальному времени. Для передачи алертов в случае регистрации гамма-всплеска или потенциально опасного объекта предполагается задействовать другие КА (например, КА системы Globalstar или Гонец, либо телекоммуникационные спутники на геостационарной орбите. Оперативная передача информации о регистрируемых гамма-всплесках в мировую сеть координат гамма-всплесков Gamma Coordinate Network (GCN) через Globalstar-модем успешно отработана на спутнике «Ломоносов».

В ходе эксперимента предполагается осуществление совместного мониторинга потенциально опасных объектов в космосе космическим сегментом «Универсат-СОКРАТ» и наземной сетью роботов-телескопов МАСТЕР, развёрнутой в настоящее время в разных странах (Kornilov et al., 2012; Lipunov et al., 2010). Оценка возможностей системы «Универсат-СОКРАТ» по обнаружению новых объектов может быть дана на основе опыта наземной сети роботов-телескопов МАСТЕР (40-см телескоп, осуществляющий наблюдения с поверхности Земли, эквивалентен 20-см телескопу на орбите за атмосферой Земли). Глобальная сеть МАСТЕР осматривает доступное небо за две недели. При этом необходимо учесть, что много времени уходит на алертные наблюдения по сигналам с других космических и наземных установок. Если сравнивать возможности системы «Универсат-СОКРАТ» и космического телескопа WISE (Wide-Field Infrared Survey Explorer — широкоугольный инфракрасный обзорный исследователь; буквальное значение *англ.* wise — мудрый), то следует учесть, что его поле

зрения примерно в 200 раз меньше поля зрения сканирующего телескопа в системе «Универсат-СОКРАТ». Соответственно, во столько же раз быстрее будет осуществляться обзор неба. С учётом вышеизложенного, ожидаемое время обзора неба с помощью сканирующего телескопа должно составить несколько суток. При развёртывании большего числа орбитальных платформ, оснащённых подобными телескопами, оно может сократиться до 1–2 сут.

Главное свойство представленной системы — наличие программного обеспечения обработки широкополных изображений на борту, позволяющего в режиме реального времени (1 мин после считывания с ПЗС-камеры) идентифицировать все объекты на кадре с полным отождествлением (фотометрия, астрометрия), сравнением со всеми известными каталогами, сравнением с историей координат в базе МАСТЕР и выделением всех новых движущихся и стационарных объектов (транзиентов).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Несмотря на разнородность поставленных перед проектом «Универсат-СОКРАТ» целей по мониторингу потенциально опасных объектов в космосе, их объединение в рамках «единой космической платформы» представляется экономически выгодным по сравнению с проектами, направленными на реализацию мониторинга только одного из опасных космических факторов. Действительно, в данном проекте основная доля массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат приходится на оптические роботизированные системы наблюдений. Остальные предлагаемые приборы мониторинга составляют меньшую долю от общей массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат. Кроме того, следует принять во внимание, что бортовой вычислительный комплекс, предназначенный для бортовой обработки информации, технически и экономически оптимально создавать для комплекса приборов на одной платформе КА, чем на разных КА для выбранных «однонаправленных» целевых приборов.

Успешная реализация проекта позволит:

- создать космическую систему мониторинга и оперативного оповещения о космических угрозах осуществляемых и планируемых космических миссий;
- создать инновационные технологии в области приборостроения и методы решения информационных задач в реальном масштабе времени;
- разработать новые образовательные стандарты и методы подготовки специалистов для прикладных космических исследований.

ЛИТЕРАТУРА

- Липунов В. М., Горбовской Е. С., Корнилов В. Г.* и др. Опыт мониторинга околоземных оптических транзиентов с борта космической обсерватории «Ломоносов» // *Астроном. журн.* 2018. Т. 95. № 7. С. 455–465.
- Панасюк М. И., Подзолко М. В., Ковтюх А. С.* и др. Оперативный радиационный мониторинг в околоземном космическом пространстве на базе многоярусной группировки малых космических аппаратов // *Косм. исслед.* 2015. Т. 53. № 6. С. 461–468.
- Kornilov V., Lipunov V., Gorbovskey E.* et al. Robotic optical telescopes global network MASTER II. Equipment, structure, algorithms // *Experimental Astronomy.* 2012. V. 33. No. 1. P. 173–196.
- Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskey E.* et al. Master Robotic Net // *Advances in Astronomy.* 2010. Article id. 349171.

- Lipunov V. M., Gorbovskoy E. S., Kornilov V. G.* et al. SHOK — The first Russian Wide-Field Optical Camera in Space // Space Science Reviews. 2018. V. 214. No. 6. P. 1–16.
- Sadovnichii V. A., Panasyuk M. I., Amelyushkin A. M.* et al. “Lomonosov” Satellite — Space Observatory to Study Extreme Phenomena in Space // Space Science Reviews. 2017. V. 212. No. 3–4. P. 1705–1738.

MONITORING OF SPACE DEBRIS IN THE NEAR-EARTH SPACE: LOMONOSOV MISSION EXPERIENCE AND UNIVERSAT-SOCRAT PROJECT

M. I. Panasyuk, V. M. Lipunov, S. I. Svertilov, E. S. Gorbovskoy, V. G. Kornilov, V. L. Petrov, V. V. Chazov, I. V. Yashin

Lomonosov Moscow State University (MSU), Moscow, Russia

The article discusses a new space project of the Lomonosov Moscow State Universat-SOCRAT to create a constellation of satellites for real-time monitoring in near-Earth space of the radiation environment; potentially dangerous objects of natural (asteroids, meteors) and artificial (space debris) origin, as well as of electromagnetic transients, such as cosmic and atmospheric gamma-ray bursts, flashes of optical and ultraviolet radiation from the Earth's atmosphere. From the point of space debris monitoring, the project is based on the results of observations with wide-field optical cameras on board Lomonosov satellite. The first experience of optical monitoring of outer space from space showed high efficiency and great potential for the use of wide aperture cameras in space, created on the basis of software and technology of robotic optical systems MASTER. The parameters of optical instruments in the project Universat-SOCRAT are considered and their capabilities for monitoring space debris are analyzed.

Keywords: space debris, asteroids, meteors, wide-field optical cameras, robotic-telescopes

Panasyuk Mikhail Igorevich — director, head of the chair, doctor of physical and mathematical sciences, professor, panasyuk@sinp.msu.ru

Lipunov Vladimir Mihajlovich — doctor of physical and mathematical sciences, professor, lipunov2007@gmail.com

Svertilov Sergey Igorevich — deputy head of department, doctor of physical and mathematical sciences, professor, sis@coronas.ru

Gorbovskoy Evgeniy Sergeevich — PhD, gorbovskoy@sai.msu.ru

Kornilov Victor Geraldovich — associate professor, PhD, victor@sai.msu.ru

Petrov Vasily Lvovich — vas.i.nas@gmail.com

Chazov Vadim Viktorovich — doctor of physical and mathematical sciences, chazov@sai.msu.ru

Yashin Ivan Vasilevich — PhD, ivn@eas.sinp.msu.ru

О РАБОТАХ АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» ПО ВОПРОСАМ МЕТОДОЛОГИИ И СРЕДСТВАМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Л. Б. Шилов, А. А. Федосеев

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс»), Москва, Россия

Описан опыт Акционерного общества «Ракетно-космический центр «Прогресс» по проведению экспериментов по съёмке космических объектов космическими аппаратами «Ресурс-П», «Аист-2Д», разработанными на данном предприятии. Представлены результаты съёмки космических объектов космическим аппаратом «Аист-2Д». Описана предлагаемая схема проведения съёмки разработки АО «РКЦ «Прогресс», а также схема выполнения заявок потребителей. Представлены результаты оценки возможности съёмки космических объектов.

Ключевые слова: космический объект, космический аппарат, заявка потребителя, угловая скорость движения космического аппарата, скорость движения изображения

ОПЫТ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО СЪЁМКЕ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Предысторией решения задачи съёмки одним космическим аппаратом (КА) другого КА в случае, когда оба КА функционируют на разных орбитах, может служить пример успешно проведённого «Ракетно-космическим центром «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс») эксперимента, в рамках которого в реальных космических условиях получен фотоснимок космического объекта (КО) с помощью другого, оснащённого фотоаппаратом целевого типа. Кроме того, в 2013–2014 гг. проводилась экспериментальная съёмка КО КА «Ресурс-П» № 1.

Основные характеристики космического комплекса, обеспечившего эксперимент в 2013–2014 гг., представлены ниже.

Основные характеристики целевой аппаратуры космического комплекса

Диаметр входного зрачка	500 мм
Угол поля зрения	5,2°
Разрешение (проекция пикселя):	
в панхроматическом канале	0,7...1,0 м
в мультиспектральных каналах	3,0...4,0 м
Спектральные диапазоны:	
панхроматический канал	0,58...0,80 мкм
мультиспектральные каналы	0,45...0,52 мкм
	0,52...0,60 мкм
	0,61...0,68 мкм
	0,67...0,70 мкм
	0,70...0,73 мкм
	0,72...0,80 мкм
	0,80...0,90 мкм

Шилов Лев Борисович — зам. главного конструктора, зам. начальника отделения, канд. техн. наук, mail@samspace.ru

Федосеев Александр Андреевич — начальник сектора, канд. техн. наук, fedoseev.aa@samspace.ru

Орбитальные параметры движения космического комплекса

Параметры рабочей орбиты:

тип орбиты околосолнечная
 солнечно-синхронная
 высота орбиты $H_{cp} = 483$ км
 наклонение $i = 97,276^\circ$

Погрешность привязки положения центра масс КА (2σ) ... не более 10 м

Максимальная угловая скорость 2,0 град/с

Максимальное угловое ускорение 0,15 град/с²

Точность отработки на интервале наблюдения:

по углу:

при угловой скорости до 1,2 град/с 2 угл. мин по всем каналам

при угловой скорости более 1,2 град/с 5 угл. мин по каналу рыскания
 7 угл. мин по каналам крена
 и тангажа

по угловой скорости: 0,005 град/с по всем каналам

Время перехода к требуемой для съёмки точности

выполнения ПУД после участка программного движения ... не более 3 с

Результаты эксперимента представлены на рис. 1. Снимки получены с расстояний (D) от 404 до 537 км при угловой скорости (ω) 0,128...0,169 град/с.

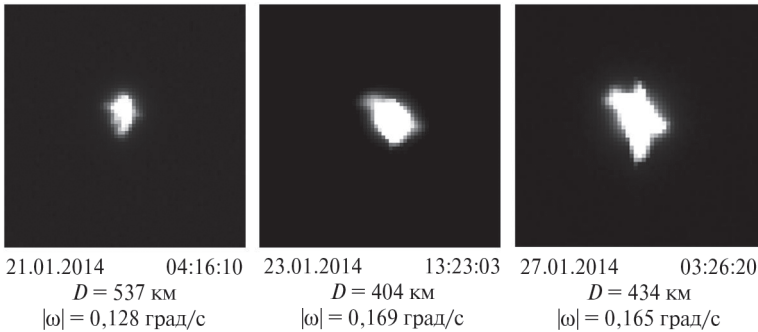


Рис. 1. Снимки космических объектов, сделанные в 2014 г.

Опыт, полученный в результате проведения эксперимента КА «Ресурс-П» № 1 в 2013–2014 гг., был использован на этапе штатной эксплуатации малого космического аппарата (МКА) «Аист-2Д» (разработан и эксплуатируется АО «РКЦ «Прогресс») в ходе экспериментов по съёмке КО в 2018–2019 гг. Основные характеристики КА «Аист-2Д» представлены ниже (Бакланов и др., 2016; Кирилин и др., 2017).

Основные характеристики космического аппарата «Аист-2Д»

Параметры рабочей орбиты:

тип солнечно-синхронная
 высота $H_{cp} = 490$ км
 наклонение $i = 97,3^\circ$

Точность навигационной аппаратуры:

погрешность определения положения МКА на орбите 20 м

погрешность определения скорости МКА на орбите 15 см/с

Динамические характеристики:

максимальная угловая скорость 1 град/с
максимальное угловое ускорение 0,015 град/с²

Точность ориентации при отработке программного
углового движения МКА:

погрешность по углу рыскания не более 2 угл. мин
погрешность по углу крена и тангажа не более 3 угл. мин
погрешность по угловой скорости не более 0,005 град/с

Диаметр главного зеркала съёмочной аппаратуры 360 мм

Угол поля зрения 5,2°

Спектральные диапазоны:

в панхроматическом режиме 0,58...0,80 мкм
в мультиспектральном режиме 0,45...0,52 мкм
0,53...0,60 мкм
0,63...0,69 мкм

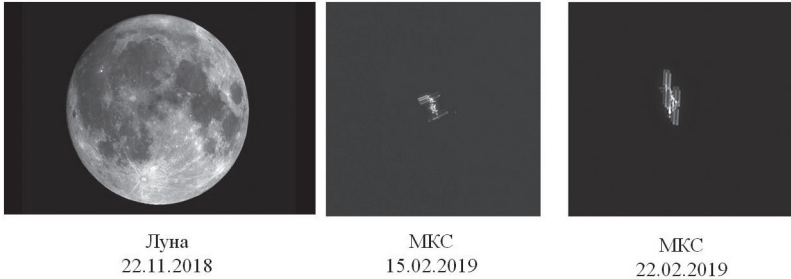


Рис. 2. Снимки космических объектов, сделанные МКА «Аист-2Д» в 2018–2019 гг.

Снимки КО, сделанные КА «Аист-2Д» в 2018–2019 гг., представлены на рис. 2.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО РЕАЛИЗАЦИИ СЪЁМКИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ РАЗРАБОТКИ АО «РКЦ «ПРОГРЕСС»

Опыт проведения экспериментов по съёмке КО используется в качестве научно-технического задела при разработке перспективных КА, создаваемых АО «РКЦ «Прогресс» (Ахметов и др., 2015; Кирилин и др., 2011].

В качестве космических объектов, подлежащих наблюдению с помощью КА разработки АО «РКЦ «Прогресс», могут выступать:

- КО, движущиеся по гелиоцентрическим орбитам (планеты, астероиды, кометы);
- КО, движущиеся по геоцентрическим орбитам (КА, космический мусор и др.);
- звёзды.

Для наблюдения за КО, движущимися по гелиоцентрическим и геоцентрическим орбитам, предложено использовать режим АКСО (астроконтроля и согласования осей, реализуется путём одновременной съёмки различных участков звёздного неба оптико-электронной аппаратурой (ОЭА) и звёздными датчиками КА).

Для наблюдения за звёздами предложено использовать режим «Съёмка звезды».

Расчётными условиями съёмки космических объектов являются:

- коэффициент отражения материала конструкции в видимом диапазоне: не менее 0,1...0,3, отражение от поверхностей близко к диффузному;
- лучистый поток солнечного излучения, отражённый в направлении приёмника изображения: 100...10 000 Вт;
- плотность лучистого потока в видимом диапазоне, приходящая на объектив телескопа: от 10...14 до 10^{-6} Вт·м⁻²;
- линейный размер КО: 0,1...25 м с учётом возможного наличия панелей солнечных батарей размахом от единиц метров до 20...30 м;
- допустимый угол «объект съёмки – ОЭА – Солнце»: не менее 40°.

Возможная схема проведения съёмки КО приведена на рис. 3.

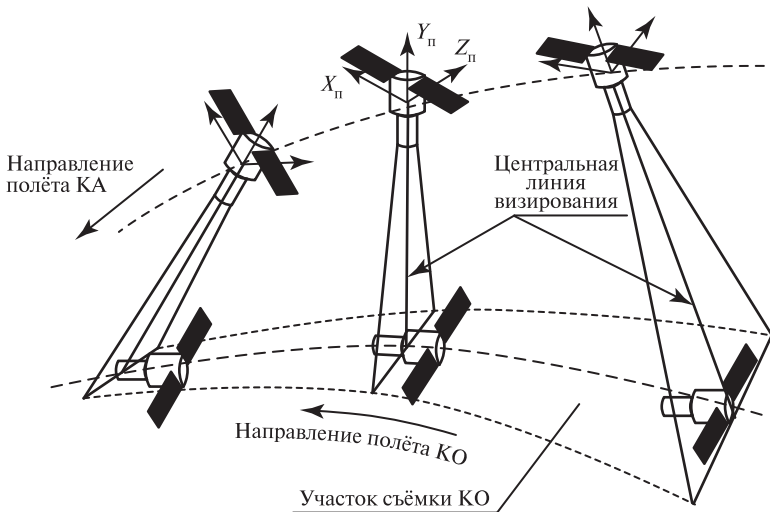


Рис. 3. Возможная схема проведения съёмки космических объектов

При использовании режима АКСО для съёмки КО необходимо выполнение следующих условий:

- допустимая угловая скорость движения КА относительно центра масс в момент съёмки в диапазоне дальности съёмки КО от 400 км и более: не более 0,8 град/с;
- на середину интервала наблюдения обеспечить наведение центральной линии визирования КА на космический объект;
- на середину интервала наблюдения ориентация осей программной системы координат должна обеспечивать требуемую скорость движения изображения в направлении оси $OX_{п}$.

Оценка возможности использования КА для съёмки искусственных объектов в панхроматическом диапазоне проводилась на примере съёмки разгонных блоков. Результаты расчёта предельной дальности съёмки для обнаружения и распознавания разгонных блоков с вероятностью 0,8 приведены в таблице. Значения дальности приведены для средних значений ракурса наблюдаемых искусственных КО. Предельная дальность обнаружения выбиралась из условия равенства размера полученного изображения искусственного КО размеру проекции одного пикселя оптико-электронного преобразователя.

Характеристики обнаружения и распознавания
космических объектов на фоне космического космоса

Разгонный блок	Габаритные размеры		Количество пикселей на изображении при дальности съёмки 400 км				Пределная дальность, км					
	Высота (длина), м	Диаметр, м	ОЭК-ВР		ШОК-ПМ («Аргус»)		ОЭК-ВР		ШОК-ПМ («Аргус»)			
			$\delta = 6$ мкм	$\delta = 9$ мкм	$\delta = 6$ мкм	$\delta = 9$ мкм	Обнаружение	Распознавание	$\delta = 6$ мкм	$\delta = 9$ мкм	Обнаружение	
<i>Отечественные</i>												
«Волга»	1,025	3,1	13	9			1734	1200	867	600	600	—
«Фрегат»	1,875	3,44	17	11			2266	1466	1133	733	733	—
«Фрегат-МТ»	1,945	3,8	18	12	1		2400	1600	1200	800	800	400
«Фрегат-СБ»	2,435	3,875	20	13	1		2666	1734	1333	867	867	400
«Бриз-М»	2,61	4,1	44	29	2		5866	3866	2933	1933	1933	800
«Бриз-КМ»	2,9	2,5	17	11			2266	1466	1133	733	733	—
«Икар»	2,59	2,72	17	11			2266	1466	1133	733	733	—
<i>Зарубежные</i>												
Agna D	6,23	1,52	25	17	1		3334	2266	1667	1133	1133	400
HYLAS	6,37	2,273	28	18	1		3734	2400	1867	1200	1200	400
Centaur D	9,6	3,05	41	27	2		5466	3600	2733	1800	1800	800
Centaur 3A	12,68	3,05	51	34	2		6800	4534	3400	2267	2267	800
Transtage	4,57	3,05	25	16	1		3334	2134	1667	1067	1067	400
PAM-D	2,04	1,24	10	7			1334	934	667	467	467	—
TOS	3,29	2,34	18	12	1		2400	1600	1200	800	800	400
STAR-48V	2,07	1,25	10	7			1334	934	667	467	467	—
CTS	1,5	2,7	13	9			1734	1200	867	600	600	—
EPS	3,36	2,7	19	13	1		2534	1734	1267	867	867	400

Под обнаружением понимается установление факта наличия на снимке искусственного КО, запланированного для съёмки, на фоне космоса.

Под распознаванием понимается различение симметричности или асимметричности зарегистрированного объекта, определение характеристик формы.

По результатам проведённых оценок можно сделать следующие выводы.

КА обеспечит съёмку КО со следующими характеристиками:

- а) при съёмке аппаратурой сверхвысокого разрешения:
 - обнаружение с вероятностью 0,8 искусственных КО с максимальным линейным размером 5 м (типа КА «Ресурс-П») на дальности до 2800 км;
 - распознавание искусственных КО с вероятностью 0,8 на дальности до 900 км;
- б) при наблюдении искусственных КО широкозахватной аппаратурой:
 - обнаружение КА с вероятностью 0,8 на дальности до 400 км.



Рис. 4. Схема выполнения заявок потребителей: ГСК — гринвичская система координат; ИСК — инерциальная система координат; НСУПОИ — наземные средства управления, получения и обработки информации; МКА — малый космический аппарат

Несмотря на то, что КА разработки АО «РКЦ «Прогресс» ориентированы на решение основной задачи — съёмки территории Земли в интересах решения задач ДЗЗ, космические аппараты позволяют проводить съёмку КО по отдельным заявкам потребителей, содержащим согласованный с оператором КА состав и необходимую точность исходных данных. Предлагаемая схема выполнения заявок потребителей по съёмке космических объектов представлена на рис. 4.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Методология, представленная в докладе, имеет положительные результаты, подтверждённые в ходе экспериментов на космических аппаратах разработки АО «РКЦ «Прогресс». Методология может быть использована на этапе создания КА и внедрена при решении практических задач по наблюдению за космическими объектами.

ЛИТЕРАТУРА

- Ахметов Р. Н., Шилов Л. Б., Куренков В. И.* и др. Методика размещения внешних устройств космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с учётом целевого функционирования // Вестн. Самарского гос. аэрокосм. ун-та. 2015. Т. 14. № 4. С. 38–48.
- Бакланов А. И., Алаторцев В. Л., Афонин А. Н.* и др. Технические особенности и первые результаты лётных испытаний комплекса оптико-электронной целевой аппаратуры (КОЭЦА) МКА «Аист-2Д» // Материалы 13-й Научно-техн. конф. «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». 2016. С. 88–116.
- Кирилин А. Н., Анишаков Г. П., Ахметов Р. Н.* и др. Космическое аппаратостроение: научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара: Изд. дом «АГНИ». 2011. 280 с.
- Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Шахматов Е. В.* и др. Опытнo-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д» Самара: Изд-во СамНЦ РАН. 2017. 324 с.

ABOUT SPACE ROCKET CENTRE 'PROGRESS' JSC RESEARCHES IN THE SCOPE OF METHODOLOGY AND SPACE VEHICLES FOR SPACE OBJECTS MONITORING

L. B. Shilov, A. A. Fedoseev

Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress (JSC SRC Progress), Moscow, Russia

Space Rocket Centre 'Progress' JSC experience of carrying out of space objects imaging via spacecraft 'Resurs-P', 'Aist-2D' experiments is described. Results of space objects imagery acquisition via spacecraft "Aist-2D" is presented. The proposed scheme of space objects imagery acquisition via spacecraft produced buy Space Rocket Centre 'Progress' JSC is described. The scheme of consumer's requests realization is also described. The results of space objects imagery acquisition possibility assessment is presented.

Keywords: space object, spacecraft, consumer's request, spacecraft angular velocity, imagery movement velocity

Shilov Lev Borisovich — assistant chief designer,
assistant head of department, PhD, mail@samspace.ru

Fedoseev Alexandr Andreevich — head of sector, PhD, fedoseev.aa@samspace.ru

ГАММА-СПЕКТРОМЕТРИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ РАДИОАКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А. Е. Шустов, С. Е. Улин, К. Ф. Власик, В. М. Грачев, В. В. Дмитренко, К. В. Кривова, А. С. Новиков, З. М. Утешев, И. В. Чернышева

Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» (НИЯУ МИФИ)
Москва, Россия

Дано описание прибора «Нуклид», основой которого является ксеноновый гамма-спектрометр. Приведены основные физико-технические характеристики прибора. Представлены результаты расчётов, определяющих возможности обнаружения и идентификации различных элементов радиационного космического мусора прибором «Нуклид» в зависимости от их взаимного расположения и направления движения в околоземном космическом пространстве. Рассмотрены методы увеличения чувствительности данной аппаратуры, а также возможности использования в составе регистрирующей аппаратуры дополнительных нейтронных детекторов для выявления объектов, содержащих делящиеся материалы.

Ключевые слова: радиоактивный космический мусор, инспекция космических объектов, гамма-спектрометры, гамма-нейтронное излучение, космический аппарат, космический ядерный мониторинг

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одной из актуальных задач мониторинга околоземного космического пространства (ОКП) является обнаружение, каталогизация и, в перспективе, ликвидация космического мусора (КМ). Повышение плотности КМ, особенно на высотах наиболее востребованных орбит, приводит к увеличению вероятности его столкновения с космическими аппаратами (КА).

Отдельной проблемой является наличие радиоактивного космического мусора (РКМ) в ОКП. В конце прошлого столетия стало очевидным, что энергии от солнечных батарей уже недостаточно для полноценной работы КА. Поэтому для решения этой проблемы были предприняты попытки использования альтернативных источников энергии. На околоземные орбиты было запущено несколько десятков КА с ядерными источниками энергии на борту. Время баллистического существования таких КА на орбитах захоронения (900...1000 км) составляет несколько сотен лет. Однако в случае разрушения этих аппаратов некоторые радиоактивные элементы могут попасть в верхние слои атмосферы и на поверхность Земли уже через несколько десятков лет. На рис. 1 представлено распределение плотности космического мусора в ОКП (Назаренко, 2013).

Из рис. 1 (см. с. 118) следует, что КА с ядерными энергетическими установками на борту находятся в зоне риска, так как на высотах 850...1050 км наблюдается максимальная плотность элементов космического мусора, что приводит к увеличению вероятности столкновения и разрушения радиационно-опасных объектов.

Шустов Александр Евгеньевич — ассистент, aeshustov@mephi.ru

Улин Сергей Евгеньевич — д-р физ.-мат. наук, проф., проф., seulin@gmail.com

Власик Константин Фёдорович — канд. физ.-мат. наук, инженер, kvlasik@mephi.ru

Грачев Виктор Михайлович — канд. физ.-мат. наук, доцент, vmgrachev@mephi.ru

Дмитренко Валерий Васильевич — д-р физ.-мат. наук, проф., проф., vvdmitrenko@gmail.com

Кривова Кира Валерьяновна — инженер, kvkrivova@mephi.ru

Новиков Александр Сергеевич — канд. физ.-мат. наук, ассистент, asnovikov@mephi.ru

Утешев Зияэтдин Мухамедович — канд. физ.-мат. наук, инженер, zmuteshev@mephi.ru

Чернышева Ирина Вячеславовна — канд. физ.-мат. наук, доцент, ivchernysheva@mephi.ru

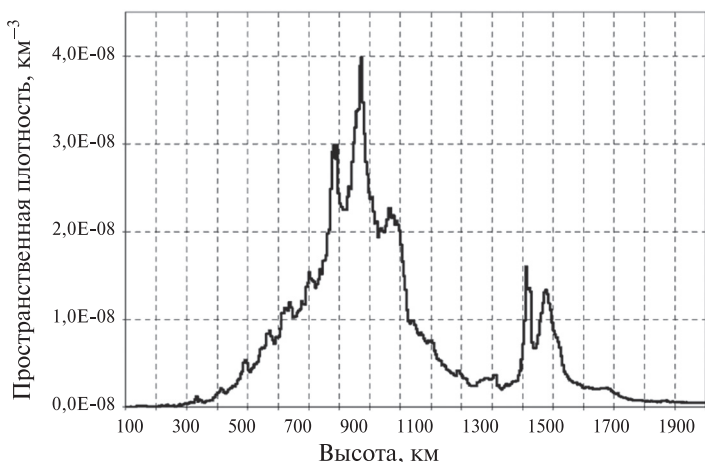


Рис. 1. Распределение космического мусора на высотах от 100 до 2000 км

Для развития космической техники и реализации межпланетных проектов необходимо увеличение мощности источников энергии и длительности их функционирования в десятки и сотни раз. Для межпланетных перелётов на сегодняшний день нет альтернативы ядерным установкам, которые могут обеспечить электричеством и энергией ракетные двигатели КА (Королев, 2010).

Сегодня работы в данном направлении проводятся как в России, так и в других странах, участвующих в освоении межпланетного космического пространства.

Для уменьшения рисков радиоактивного загрязнения ОКП необходимо создавать систему космического ядерного мониторинга, основными задачами которого являются:

- обнаружение, идентификация и каталогизация радиоактивных элементов КМ;
- обнаружение на борту КА радиоактивных или делящихся материалов;
- идентификация обнаруженных на КА ядерных материалов и их количественная оценка;
- определение пространственных координат и параметров орбит радиационных объектов в ОКП;
- своевременное информирование мирового сообщества о результатах радиационного космического мониторинга;
- разработка мероприятий по предотвращению попадания ядерных материалов в атмосферу Земли при возникновении аварийных ситуаций на борту соответствующих КА.

Радиационный космический мусор состоит из разных компонентов, которые по своим характеристикам можно разделить на три группы:

- фрагменты ядерных энергетических установок;
- КА с ядерными энергетическими установками, завершившие свой рабочий цикл;
- действующие КА, на борту которых имеются ядерные установки, представляющие потенциальную опасность из-за возможности их разрушения при столкновениях с обычным КМ или метеоритами.

Радиоактивные элементы каждой из этих групп обладают специфическими радиационными характеристиками. Прежде всего, это касается интегральных

потоков и энергетических спектров гамма-нейтронного излучения. Измерение характеристик этих излучений позволяет определить тип радиоактивных фрагментов КМ, динамику их дальнейшего состояния, а также оценить их вклад в общую радиационную обстановку.

Для обнаружения и идентификации радиоактивных объектов КМ можно использовать различную аппаратуру, в частности, гамма-, рентгеновские, нейтронные, инфракрасные, оптические и другие спектрометры. Однако наиболее информативными среди них являются гамма-нейтронные спектрометры. Радиоактивные нуклиды создают характерное для каждого из них линейчатое гамма-излучение. Оно является «визитной карточкой» каждого радиоактивного изотопа. Для регистрации их гамма-излучения необходимы гамма-спектрометры с хорошей чувствительностью и высоким энергетическим разрешением. На основе измеренных гамма-спектров можно определить изотопный и количественный состав радиоактивных и делящихся материалов, находящихся на борту КА.

Регистрация потоков нейтронного излучения позволяет получать сведения о функциональном состоянии энергетических установок и об общих характеристиках делящихся материалов, имеющихся на борту КА.

Возможности регистрации элементов РКМ детально изучались в Научно-производственной корпорации «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна (Корпорация «ВНИИЭМ») совместно с Национальным исследовательским ядерным университетом «МИФИ» (НИЯУ МИФИ), Физическим Институтом им. П. Н. Лебедева Российской академии наук (ФИАН) и Институтом астрономии Российской академии наук (ИНАСАН) в рамках научно-исследовательских проектов Федеральной целевой программы «Исследования и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009–2013 годы» (Аникеева и др., 2012; Боярчук и др., 2011). В результате выполнения проектов были разработаны прототипы тонкостенных ксеноновых гамма-детекторов, технология их изготовления и методы обнаружения РКМ. В этих работах отмечалось, что наряду с гамма-нейтронными методами контроля потенциально опасных объектов в ОКП целесообразно использовать радиолокационные средства наблюдения, а также современные оптические телескопы для определения динамических характеристик радиационно-опасных космических объектов и прогноза их движения.

ГАММА-СПЕКТРОМЕТРИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА «НУКЛИД»

В последнее время в НИЯУ МИФИ разработана новая гамма-спектрометрическая аппаратура «Нуклид» (Ulin et al., 2017), в состав которой входят несколько независимых ксеноновых гамма-спектрометрических модулей (КГСМ). Их количество определяется возможностью размещения научной аппаратуры (НА) на КА. Увеличение числа КГСМ повышает чувствительность НА «Нуклид». Основным детектирующим элементом КГСМ является цилиндрическая импульсная ионизационная камера (ЦИИК) с экранирующей сеткой (Novikov et al., 2014). В качестве рабочего вещества ионизационной камеры используется сжатый ксенон.

Со всех сторон каждая ЦИИК окружена сцинтилляционными детекторами (СД) на основе полистирола, включённых в схему антисовпадения. Сцинтилляционные вспышки от заряженных частиц регистрируются с помощью кремниевых фотоумножителей (SiPM). Основное требование к СД заключается в регистрации с высокой эффективностью (~99,9%) заряженной компоненты космического излучения, а также её режекции (блокировка сигнала) за счёт антисовпадетельной системы, обеспечивающей надёжную регистрацию гамма-излучения ЦИИК.

Принципиальная схема одного КГСМ НА «НУКЛИД» и его общий вид показаны на рис. 2 и 3 соответственно.

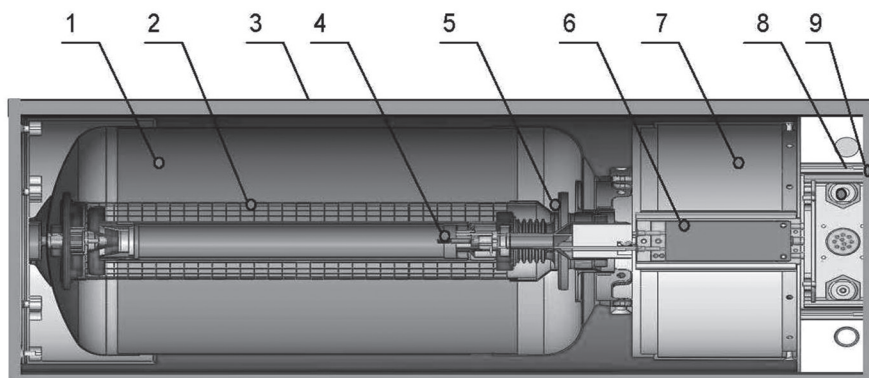


Рис. 2. Принципиальная схема КГСМ: 1 — цилиндрическая импульсная ионизационная камера; 2 — экранирующая сетка; 3 — герметический кожух; 4 — анод; 5 — керамический гермоввод; 6 — зарядочувствительный усилитель; 7 — источник высоковольтного питания; 8 — электроника; 9 — сцинтилляционная антисовпадательная защита

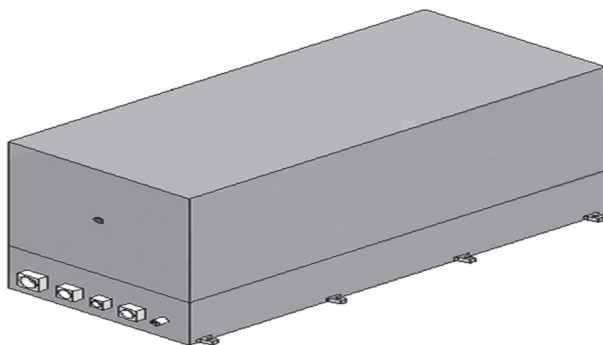


Рис 3. Общий вид одного КГСМ НА «Нуклид»

Основные физико-технические характеристики КГСМ НА «Нуклид» приведены ниже.

Характеристики ксеноновых гамма-спектрометрических модулей

Энергетический диапазон регистрируемых гамма-квантов	0,03...5 МэВ
Энергетическое разрешение на гамма-линии 662 кэВ	1,7±0,5 %
Чувствительный объём	4000 см ³
Масса	~10 кг
Габариты	~200×250×4000 мм
Напряжение питания	+24...-27 В
Потребляемая мощность	≤20 Вт
Рабочий температурный диапазон	-40...+100 °С

При отрицательных температурах ЦИИК работает в режиме контролируемого подогрева

Гарантийный срок годности аппаратуры ≥10 лет

В качестве примера на рис. 4 и 5 приведены типичные гамма-спектры стандартных гамма-источников, измеренные с помощью КГС.

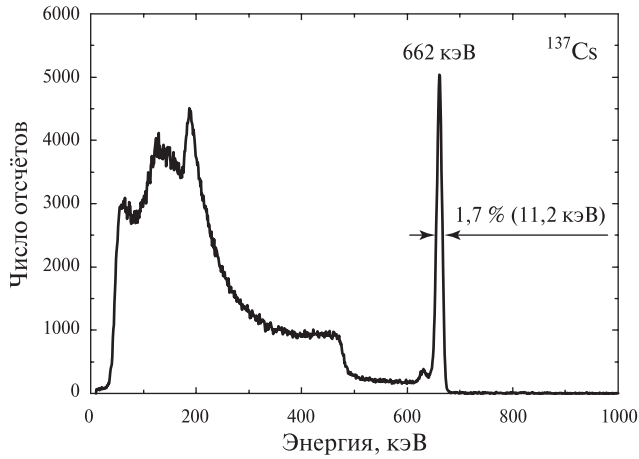


Рис. 4. Гамма-спектры измеренные КГСМ от гамма-источника ^{137}Cs

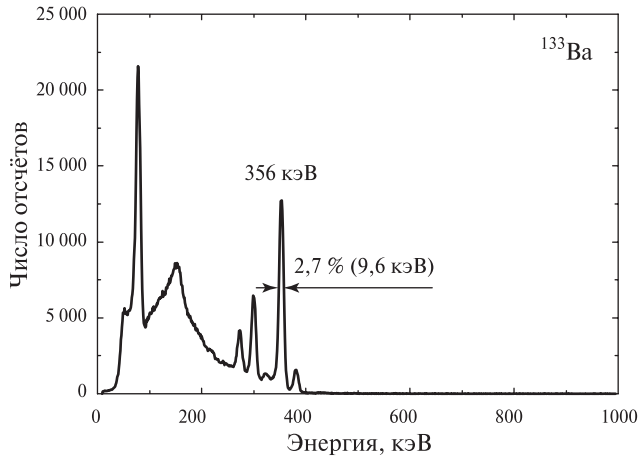


Рис. 5. Гамма-спектры измеренные КГСМ от гамма-источника ^{133}Ba

Гамма-спектры, приведённые на рис. 4, демонстрируют спектрометрические возможности КГСМ при регистрации линейчатого гамма-излучения.

Модули КГСМ обладают рядом характеристик, которые выгодно отличают их от гамма-спектрометров, обычно применяемых в космических экспериментах. Этими характеристиками являются:

- высокое энергетическое разрешение, которое в 5–6 раз лучше, чем у сцинтилляционных детекторов, что позволяет более надёжно определять пики полного поглощения в измеренных гамма-спектрах и упростить процедуру определения изотопного состава гамма-источников и их активности;
- возможность функционирования КГСМ при виброакустических воздействиях до 100 дБ с сохранением основных спектрометрических параметров данной аппаратуры;

- высокая линейность энергетической шкалы во всём рабочем энергетическом диапазоне, что исключает необходимость использования дополнительных электронных или математических методов для её корректировки;
- высокая радиационная стойкость и отсутствие эффекта старения рабочего вещества в условиях космического пространства;
- для повышения чувствительности НА «Нуклид» можно изготовить в виде нескольких (5–6) независимых КГСМ и расположить их на внешних плоскостях КА, что обеспечит площадь чувствительной поверхности примерно до 1 м^2 и массу рабочего вещества (ксенона) до 20 кг.

В таблице приведены результаты расчётов чувствительности НА «Нуклид». Исходные параметры: масса гамма-источника ^{137}Cs на борту исследуемого объекта составляла 10 г, относительная скорость движения двух аппаратов $\sim 10 \text{ км/с}$, время наблюдения 20 с.

Результаты расчётов чувствительности НА «Нуклид»

№	Расстояние между аппаратурой «Нуклид» и исследуемым объектом H , км	Количество зарегистрированных гамма-квантов с энергией 662 кэВ (^{137}Cs)
1	10	3350
2	20	840
3	50	140

Результаты приведённых оценок демонстрируют возможность обнаружить КА с ядерными установками на расстоянии $\sim 100 \text{ км}$.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ»

В настоящее время в НИЯУ МИФИ ведутся работы по подготовке НА «Нуклид» для проекта «Универсат-Сократ» (Садовничий и др., 2019), научное руководство которого осуществляется директором Научно-исследовательского института ядерной физики Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова М. И. Панасюком. В рамках данного проекта планируется создание научного комплекса из четырёх КА с различными орбитами. Схемы этих орбит показаны на рис. 6 и 7.

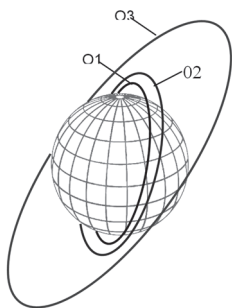


Рис. 6. Схема орбит КА «Универсат-Сократ»



Рис. 7. Схема орбиты КА «Универсат-Сократ»

Для проведения мониторинга радиационной обстановки во всей области захваченной радиации предполагается запуск космических аппаратов на следующие орбиты: а) три круговые орбиты (01, 02, 03) с высотой ~650, 1700 и 8000 км и наклоном 80, 77 и 60° соответственно (см. рис. 6); б) эллиптическая орбита с высотой перигея $h_p = 700$ км, апогея $h_a = 8000$ км, наклоном $i = 63,4^\circ$, аргументом перигея $\omega = 310^\circ$ и периодом ~ 3 ч (см. рис. 7).

На начальном этапе проведения эксперимента «Универсат-Сократ» НА «Нуклид» будет установлена на одном из четырёх космических аппаратов с высотой круговой орбиты 600 км. Основные задачи этого эксперимента заключаются в проведении натурных испытаний для отработки систем, обеспечивающих функционирование НА «Нуклид», а также в получении данных о радиационной обстановке в ОКП, регистрации солнечных вспышек и обнаружении и идентификации РКМ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для эффективного обнаружения и диагностики радиационно-опасных КА или объектов РКМ целесообразно применять гамма-спектрометрическую аппаратуру, обладающую большой чувствительностью и высоким энергетическим разрешением. Научная аппаратура «Нуклид» обладает необходимыми характеристиками для радиационного мониторинга ОКП. На основе КГСМ можно сформировать большие чувствительные поверхности ($1...2 \text{ м}^2$) для регистрации гамма-излучения в зависимости от возможностей КА-инспекторов. Это позволит эффективно обнаруживать и идентифицировать радиоактивные и делящиеся материалы на КА с ядерными установками на борту на расстояниях до 100 км. В перспективе НА «Нуклид» будет дополнена нейтронными детектирующими модулями для увеличения эффективности обнаружения ядерных энергетических установок на КА.

Для уточнения параметров орбит обнаруженных радиационно-опасных объектов и повышения достоверности измерений целесообразно проводить радиационный мониторинг ОКП одновременно с помощью нескольких аналогичных космических аппаратов-инспекторов.

Работа выполнена в рамках Мегагранта Правительства Российской Федерации 2013 (договор № 14.А12.31.0006 от 24.06.2013).

ЛИТЕРАТУРА

- Аникеева М. А., Боярчук К. А., Улин С. Е. Обнаружение радиоактивного космического мусора с борта космического аппарата // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ: научно-техн. журн. 2012. Т. 126. № 1. С. 13–18.
- Боярчук К. А., Аникеева М. А., Кузин С. В., Шестов С. В., Улин С. Е., Бахтигараев Н. С., Микеров В. И., Боголюбов Е. П. Проблемы радиоактивного загрязнения околоземного космического пространства // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ: научно-техн. журн. 2011. Т. 121. № 2. С. 9–14.
- Королев А. С. Ядерный комплекс России // Новости космонавтики. 2010. № 2(325). Т. 20. С. 44–47.
- Назаренко А. И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013. 216 с. (Сер. «Механика, управление и информатика»).
- Садовничий В. А., Панасюк М. И., Липунов В. М. и др. Мониторинг природных и техногенных космических угроз: результаты миссии «Ломоносов» и проект «Универсат-СОКРАТ» // Косм. исслед. 2019. Т. 57. № 1. С. 46–56.

Novikov A. S., Ulin S. E.; Dmitrenko V. V. et al. New modification of xenon gamma-ray detector with high energy resolution // Optical Engineering. 2014. V. 53. Iss. 2.

Ulin S. E., Vlasik K. F., Grachev V. M. et al. The measuring complex for detection of radioactive waste in near-earth space // J. Physics: Conference Series. 2017. V. 798. Article id. 012122.

GAMMA-RAY SPECTROMETER FOR DETECTION OF RADIOACTIVE SPACE DEBRIS

***A. E. Shustov, S. E. Ulin, K. F. Vlasik, V. M. Grachev, V. V. Dmitrenko,
K. V. Krivova, A. S. Novikov, Z. M. Uteshev, I. V. Chernysheva***

National Research Nuclear University MEPhI (NRNU MEPhI), Moscow, Russia

A description of the device “Nuclide” based on a xenon gamma-ray spectrometer is presented. The main physical and technical characteristics are given. The results of calculations that determine the possibilities of detecting and identification various elements of radiation space debris using the “Nuclide” device, depending on their relative position and direction of movement in near-earth space are presented. Methods for increasing the sensitivity of this equipment, as well as the possibility of using additional neutron detectors as part of the detecting equipment to identify objects containing fissile materials, are considered.

Keywords: radioactive space debris, inspection of space object, gamma-ray spectrometers, gamma-neutron radiation, spacecraft, nuclear space monitoring

Shustov Alexander — assistant, aeshustov@mephi.ru

Ulin Sergey — doctor of science, professor, professor, seulin@gmail.com

Vlasik Konstantin — PhD, engineer, kfvlasik@mephi.ru

Grachev Viktor — PhD, assistant of professor, vmgrachev@mephi.ru

Dmitrenko Valery — doctor of science, professor, professor, vvdmitrenko@gmail.com

Krivova Irina — engineer, kvkrivova@mephi.ru

Novikov Alexander — PhD, assistant, asnovikov@mephi.ru

Uteshev Ziyaetdin — PhD, engineer, zmuteshev@mephi.ru

Chernysheva Irina — PhD, assistant of professor НИЯУ МИФИ, ivchernysheva@mephi.ru

НОВЫЙ КОМПЛЕКС ПРОГРАММ ПЛАНИРОВАНИЯ, ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ И ВЕДЕНИЯ БАЗЫ ДАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Н. Г. Андрианов, А. П. Иванов, В. Н. Иванов, А. Е. Колесса, А. П. Лукьянов, В. А. Радченко

Публичное акционерное общество «Межгосударственная акционерная корпорация «Вымпел» (ПАО «МАК «Вымпел»), Москва, Россия

В статье представлен новый программный комплекс, разработанный в «Межгосударственной акционерной корпорации «Вымпел», обеспечивающий решение набора задач, позволяющих вести полноценную независимую базу данных околоземных космических объектов по измерениям оптическими телескопами и проводить различные исследования, связанные с космическими объектами. В комплексе реализован ряд новых алгоритмов, в том числе алгоритм оценки орбиты по нескольким сеансам наблюдений, разнесённым большим временным интервалом.

Ключевые слова: оптические телескопы, угловые измерения, параметры орбит, нелинейное оценивание, доверительная область, комплекс программ, околоземные космические объекты

ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ПРОГРАММНЫМ КОМПЛЕКСОМ

Программный комплекс, разработанный в ПАО «МАК «Вымпел», обеспечивает решение следующих задач, в том числе при отсутствии априорных данных (для новых космических объектов (КО)).

Анализ ошибок измерений с селекцией аномальных замеров

Комплекс позволяет отфильтровать поданные на вход треки оптических измерений от аномальных замеров. Помимо такой фильтрации в данной процедуре для каждого трека определяются оценки ошибок измерений и выводится график этих ошибок в радианах для каждой точки трека (рис. 1, см. с. 126).

Первоначальное определение орбиты

Данная процедура позволяет оценить орбитальные параметры космического объекта по короткому треку оптических измерений при отсутствии априорных данных. Помимо оценки выходом данной процедуры является ковариационная матрица, дающая полную информацию об области неопределённости КО.

Область неопределённости положения космического объекта, параметры которого оценены только с помощью одного трека, увеличивается со временем и достаточно быстро перестаёт описываться эллипсоидом. Поэтому в программном комплексе также есть функция, позволяющая прогнозировать и отображать

Андрианов Николай Григорьевич — ст. науч. сотр.,
канд. техн. наук, andrianovng@gmail.com

Иванов Атнер Петрович — инженер, atner.ivanov@phystech.edu

Иванов Вадим Николаевич — инженер, napfar@yandex.ru

Колесса Алексей Евгеньевич — начальник, канд. физ.-мат. наук,
доцент, kolessa@yandex.ru

Лукьянов Александр Петрович — начальник сектора, д-р техн. наук,
доцент, kikkolo@mail.ru

Радченко Василий Александрович — инженер, rad4enko.v.a@mail.ru

во встроенном 3D-визуализаторе эволюцию данной области во времени. На рис. 2 (см. с. 126) представлена указанная область для КО с низкой круговой орбитой после оценки по 60-секундному треку через сутки после измерений.



Рис. 1. График ошибок измерений в треке



Рис. 2. Область неопределённости положения КО



Рис. 3. Визуализация движения космических объектов

Оценка орбиты по нескольким сеансам наблюдения и уточнение орбиты

Данная функция позволяет оценивать параметры орбиты по нескольким трекам как с априорной информацией об орбите объекта, так и при её отсутствии.

При отсутствии априорной информации об орбите и большом временном интервале между измерениями задача имеет существенно нелинейную природу и не может быть решена классическими методами. (Gauss, 1963; Legendre, 1806). В последнее время интерес к этой задаче возрос (Chang, 1980; Fujimoto, Scheeres, 2011, 2012; Maruskin et al., 2009; Milani et al., 2004, Tommei et al., 2007). В рамках данного программного комплекса был разработан новый алгоритм, подробно описанный в работе (Kolesa et al., 2019).

Моделирование движения космических объектов

В программный комплекс входят численный и аналитический прогнозы движения космических объектов. Численный прогноз учитывает следующие возмущающие факторы:

- влияние несферичности Земли;
- притяжение Луны;
- притяжение Солнца;
- сопротивление атмосферы;
- давление солнечной радиации.

Программный комплекс предусматривает возможность интерактивной визуализации положения всех оценённых КО от времени в формате 3D (рис. 3, см. с. 126).

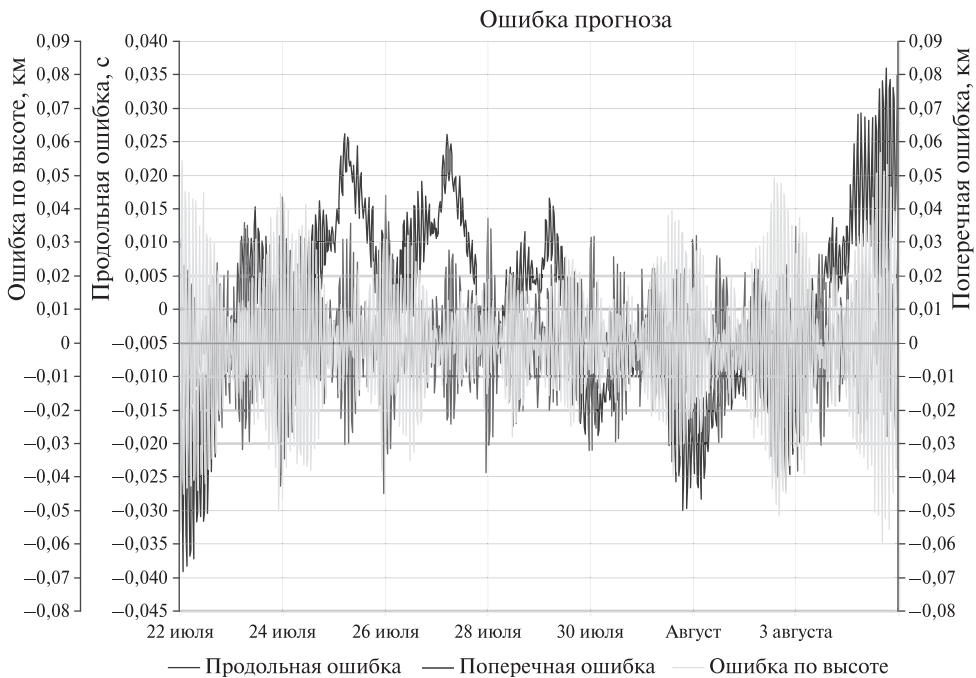


Рис. 4. График верификации прогноза

Для верификации процедуры прогноза в программном комплексе предусмотрена функция, позволяющая оценивать орбиты эталонных спутников по эфемеридам лазерной сети наблюдения и сравнивать положения этих спутников, полученные путём прогнозирования оценённой орбиты, с входными эфемеридами. На рис. 4 (см. с. 127) приведён график такого сравнения на двухнедельном интервале для спутника CryoSat-2. Величины ошибок по высоте (вдоль радиус-вектора) и поперечных ошибок (ортогональных скорости движения и радиус-вектору) приводятся в километрах, продольных (вдоль скорости движения) — в секундах. Как можно заметить из графика, продольная ошибка прогноза в данном случае не превышает 0,04 с (300 м), а поперечные ошибки и ошибки по высоте не превышают 100 м.

Ведение базы данных орбитальных параметров

Данный модуль позволяет проводить обновление каталога базы данных в автоматическом режиме. Входными параметрами являются только новые измерения. В итоге происходит фильтрация аномальных замеров в треках, уточнение орбит объектов, уже находящихся в каталоге, и внесение новых орбит в каталог (с использованием процедуры первоначального оценивания орбит).

Планирование оптических наблюдений

Программный комплекс предусматривает возможность построения плана наблюдения для сети телескопов на следующую ночь. На основании имеющихся оценок орбит выдаются список сеансов видимости данных объектов телескопами, оптимальные моменты наблюдения, угловые координаты, дальность и яркость объекта в эти моменты. Кроме того, на основании ковариационных матриц выдаётся информация о соотношении поля зрения телескопа и области неопределённости положения объекта.

Результат выполнения функции может быть отображён во встроенном интерактивном 3D-визуализаторе (рис. 5).

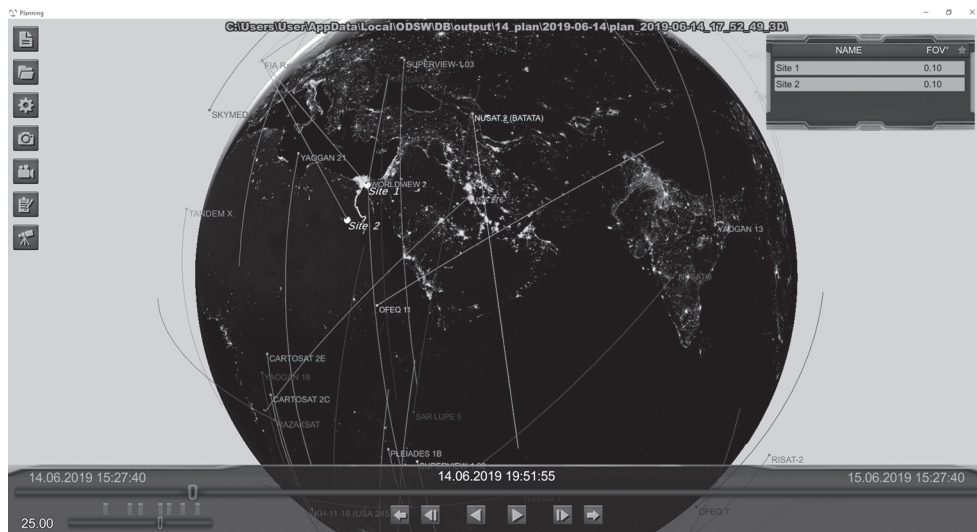


Рис. 5. Визуализация плана наблюдений

Прогнозирование расписания пролётов космических объектов над заданной территорией

В программном комплексе реализована функция, позволяющая рассчитать, в какие моменты заданные территории (в виде полигональной области или точки) могут потенциально наблюдаться оптическими сенсорами или радарами, расположенными на околоземных спутниках. Расчёт делается на основании имеющейся базы данных орбитальных параметров спутников. По результатам работы функции выводится расписание интервалов времени, в течение которых заданные территории не наблюдаются со спутников.

Результат выполнения функции может быть отображён во встроенном интерактивном 3D-визуализаторе (рис. 6).

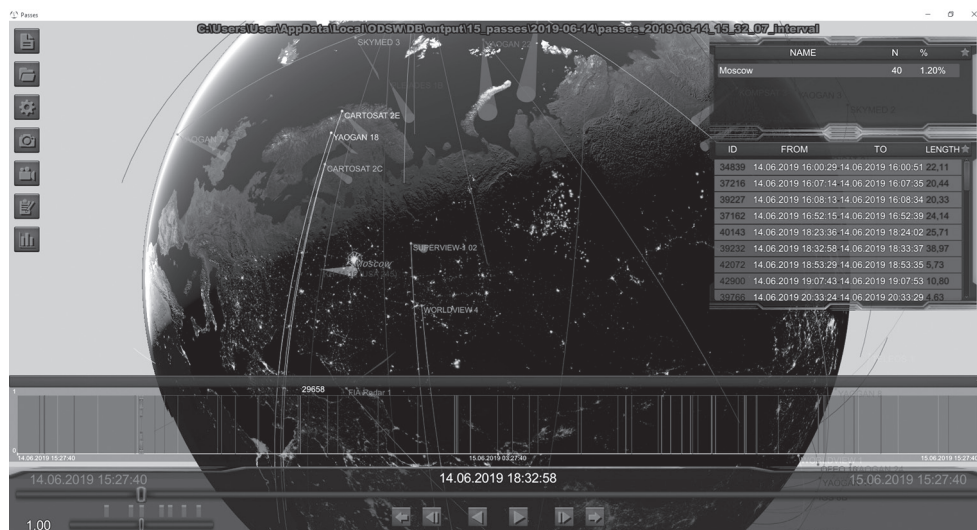


Рис. 6. Визуализация пролётов

Другие функции

Кроме описанных выше функций, необходимых для ведения базы данных космических объектов, программный комплекс обладает рядом других функций, позволяющих проводить анализ различных факторов, в частности:

- оценивать влияние возмущающих сил (земной, лунной и солнечной гравитации, сопротивление атмосферы, давление солнечного излучения) на точность численного прогноза орбитального движения;
- определять масштаб методологических погрешностей предсказания (при отсутствии непредсказуемых факторов, таких как манёвры спутника, переориентация со сменой баллистического коэффициента, геомагнитные бури и пр.), в зависимости от длительности интервала предсказания;
- оценивать точность определения орбиты, которая может быть достигнута только на основе измерений телескопов;
- изучать влияние ошибок оптических измерений, числа измерений, длительности отдельных проводок и общей длительности наблюдений точность оценивания орбит.

ЛИТЕРАТУРА

- Chang C. B.* Ballistic trajectory estimation with angle-only measurements // IEEE Trans. Automatic Control. 1980. V. AC-25. No. 3. P. 474–480.
- Fujimoto K., Scheeres D. J.* Short-arc correlation and initial orbit determination for space-based observations // Proc. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. Wailea, Maui, Hawaii, Sept. 13–16, 2011.
- Fujimoto K., Scheeres D. J.* Correlation of optical observations of earth-orbiting objects and initial orbit determination // J. Guidance, Control, and Dynamics. 2012. V. 35. No. 1. P. 208–221.
- Gauss K. F.* Theory of the motion of the heavenly bodies moving about the sun in conic sections. 1809: Reprint. N. Y.: Dover Publications, 1963.
- Kolessa A. E., Ivanov V. N., Radchenko V. A.* Searching of unknown Earth-orbiting object in the next observation session // Proc. 2014 Intern. Conf. Engineering and Telecommunication. Moscow, 2014. P. 33–37.
- Kolessa A. E., Tartakovsky A. G., Ivanov A. P.* et al. Nonlinear estimation and decision-making methods in short track identification and orbit determination problem // IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems. 2019.
- Legendre A. M.* Nouvelles methodes pour la determination des orbites des cometes. Paris, 1806. 80 p.
- Maruskin J. M., Scheeres D. J., Alfriend K. T.* Correlation of optical observations of objects in Earth orbit // J. Guidance, Control and Dynamics. 2009. V. 32. No. 1. P. 194–209.
- Milani A., Gronchi G., Vitturi M., Knežević Z.* Orbit determination with very short arcs. I admissible regions // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2004. V. 90. P. 57–85.
- Tommei G., Milani A., Rossi A.* et al. Orbit Determination of space debris: admissible regions // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2007. V. 97. No. 4. P. 289–304.

NEW SOFTWARE PACKAGE FOR PLANNING, PROCESSING OF OPTICAL MEASUREMENTS RESULTS AND SPACE OBJECTS DATABASE MAINTAINING

N. G. Andrianov, A. P. Ivanov, V. N. Ivanov, A. E. Kolessa, A. P. Lukyanov, V. A. Radcenko

Joint-stock company “Vimpel Interstate Corporation”, Moscow, Russia

The paper presents the new software package developed in JSC “Vimpel Interstate Corporation” which provides a solution to a set of tasks, which, among other things, allow maintaining fully independent near-Earth space objects database using angular measurements from optical sensors, and conducting various research on space objects. A set of new algorithms are realised in the package including the algorithm of orbit estimation using several tracks spaced by a large time interval.

Keywords: optical telescopes, angular measurements, orbital parameters, nonlinear estimation, confidence region, software package, near-Earth space objects

Andrianov Nikolay Grigorievich — senior researcher, PhD, andrianovng@gmail.com

Ivanov Atner Petrovich — engineer, atner.ivanov@phystech.edu

Ivanov Vadim Nikolaevich — engineer, napfar@yandex.ru

Kolessa Aleksey Evgenyevich — head of the scientific center, PhD, associate professor, kolessa@ya.ru

Lukyanov Alexander Petrovich — head of sector, PhD, Associate Professor, kikkolo@mail.ru

Radcenko Vasily Alexandrovich — engineer, rad4enko.v.a@mail.ru

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Е. А. Павлова, М. В. Захваткин, А. И. Стрельцов,
Л. В. Еленин, А. А. Жорниченко, В. А. Воропаев*

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук
(ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Москва, Россия

Непрерывно возрастающая угроза столкновения с космическим мусором предъявляет новые требования к обеспечению безопасности полётов высокоорбитальных космических аппаратов. В Институте прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН более десяти лет разрабатываются и применяются на практике различные методы изучения космической обстановки в высокоорбитальной области космического пространства. В статье рассматриваются организационные принципы и структура сегмента мониторинга опасных ситуаций в области геостационарных, высокоэллиптических и средневысоких орбит Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве Госкорпорации «Роскосмос». Представлены основные методы планирования оптического мониторинга, наполнения и поддержания базы данных о высокоорбитальных космических объектах, прогнозирования опасных сближений и обеспечения информационного взаимодействия с источниками и потребителями баллистической информации. Рассмотрены обстоятельства обнаружения фрагментов разрушения разгонного блока типа «Центавр», предложен сценарий их баллистической эволюции. Даны качественные оценки точности оптических измерений. На примере миссии «РадиоАстрон» показана роль гражданских оптических средств при решении задач баллистико-навигационного обеспечения космических полётов.

Ключевые слова: Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН, автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве, околоземное космическое пространство, космический мусор, оптический мониторинг, геостационарная орбита, прогнозирование опасных сближений, безопасность космических операций, баллистико-навигационное обеспечение, информационное взаимодействие

ВВЕДЕНИЕ

История практической космонавтики к настоящему времени насчитывает уже более шести десятков лет. За последние двадцать лет космические державы пришли к пониманию проблемы распространения космического мусора как непрерывно возрастающей техногенной угрозы долгосрочной устойчивости космической деятельности и безопасности орбитальных операций. Задача предотвращения «синдрома Кесслера» (Kessler, Cour-Palais, 1978) включает в себя несколько направлений, в том числе мониторинг объектов в околоземном космическом пространстве (ОКП), ситуационный анализ, баллистическое прогнозирование и разработку методов активного удаления объектов космического мусора из «защищаемых» областей ОКП в зоны захоронения и на орбиты с пониженным сроком баллистического существования.

Павлова Елена Александровна — ст. инженер, elenae312@gmail.com

Захваткин Михаил Витальевич — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, zmaxus@gmail.com

Стрельцов Артур Игоревич — науч. сотр., arthur.streltsov@yandex.ru

Еленин Леонид Владимирович — науч. сотр., l.eelenin@gmail.com

Жорниченко Анастасия Андреевна — инженер, aazhornichenko@bk.ru

Воропаев Виктор Анатольевич — ведущий инженер, voropaev@keldysh.ru

В Российской Федерации для решения задач мониторинга и прогнозирования опасных ситуаций Государственной корпорацией по космической деятельности «Роскосмос» совместно с Российской академией наук более десяти лет назад началось создание Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП). Согласно распоряжению Президиума РАН от 28.02.2001 г. № 10103-142 на Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН) были возложены обязанности по проведению работ по сбору, хранению, обработке и анализу информации по космическому мусору в специальном центре, созданном на базе Баллистического центра ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. Кроме того, распоряжением Президиума РАН от 01.06.2011 г. № 10310-467 Институту поручена организация работ по сбору, хранению, обработке и анализу научной информации по космическому мусору.

Совместным решением Федерального космического агентства (№ АП-56 от 02.07.2008 г.) и РАН (№ 69 от 17.10.2008 г.) об организации взаимодействия при решении задач АСПОС ОКП на ИПМ им. М. В. Келдыша РАН возложены обязанности по созданию сегмента АСПОС ОКП мониторинга опасных ситуаций в области геостационарных орбит (ГСО), высокоэллиптических орбит (ВЭО) и средневысоких околокруговых орбит (СВО), а также службы для его эксплуатации, включая координацию работы Научной сети оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений (НСОИ АФН).

Для выполнения указанных решений в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН с начала двухтысячных годов разрабатываются и внедряются передовые программно-алгоритмические методы баллистического прогнозирования, сбора, первичной обработки и передачи данных в интересах государственных заказчиков и операторов спутниковых систем, реализация которых возложена на специалистов сегмента мониторинга опасных ситуаций (МОС) в области геостационарных, высокоэллиптических и средневысоких околокруговых орбит.

Методы и средства решения широкого круга задач, связанных с обеспечением безопасности полётов высокоорбитальных космических аппаратов (КА), прежде всего аппаратов орбитальной группировки ГК «Роскосмос», реализуются аппаратно-программными комплексами сегмента, разработанными в рамках первой и второй очередей АСПОС ОКП. Данные технические средства успешно прошли межведомственные испытания 2015 г. и эксплуатируются в режиме ежесуточной службы. Одновременно в рамках опытно-конструкторской работы по созданию к 2025 г. третьей очереди АСПОС ОКП учёными и инженерами Института ведётся разработка перспективных программно-математических средств сегмента.

Необходимым базисом эффективной работы сегмента в части поддержания собственной базы измерительных и орбитальных данных, необходимой для оперативного и достоверного прогнозирования опасных ситуаций в ОКП, является получение оптической информации от специализированных оптико-электронных средств (ОЭС) «Роскосмоса», телескопов НСОИ АФН, включающей в себя средства оптического мониторинга ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, учреждений РАН, российских и зарубежных обсерваторий-партнёров, телескопов промышленности (Vogorayev et al., 2018)

Эффективная организация деятельности по предупреждению опасных ситуаций в ОКП должна строиться на следующих принципах (Павлова, 2019):

- обеспечение информационной безопасности (использование «защищённых» каналов связи между сегментами и потребителями и т. д.);
- жёсткий порядок привлечения контрагентов и доступ к данным (исключая доступ «частных» компаний к информации об объектах), принципы взаимоотношений G2G (government-to-government, между государственными службами и гражданами), G2C (government-to-citizen, между

- различными государственными органами и уровнями государственного управления);
- максимальное использование научного задела и технического прогресса;
 - оперативность обработки полученной информации и информирования потребителей.

ИНФОРМАЦИОННАЯ СТРУКТУРА СЕКМЕНТА ИПМ ИМ. М. В. КЕЛДЫША РАН

При решении задач, направленных на обеспечение безопасности полётов высокоорбитальных КА, прежде всего, важно применение системного подхода к проектированию и контролю составных звеньев системы АСПОС ОКП. Структура данных звеньев условно может быть представлена в виде трёх секторов: наземный комплекс (сектор 1), включающий в себя службы по сбору, обработке, анализу, хранению информации об объектах в ОКП и взаимодействию с потребителями данной информации; комплекс мониторинга высоких орбит (сектор 2), представляющий собой систему оптико-электронных средств мониторинга ОКП, и объекты высокоорбитальной области (сектор 3), в том числе действующие аппараты, разгонные блоки, операционные фрагменты и другие объекты космического мусора. Взаимосвязь и правильная организация функционирования составных частей системы позволяет обеспечить эффективное выполнение поставленных задач.

В ИПМ им. М. В. Келдыша РАН решается широкий круг задач проектной баллистики и баллистико-навигационного обеспечения полётов российских КА и разгонных блоков (РБ) «Фрегат».

Ниже проиллюстрирована схема информационного взаимодействия сегмента при решении задач предупреждения опасных ситуаций в ОКП (рис. 1).

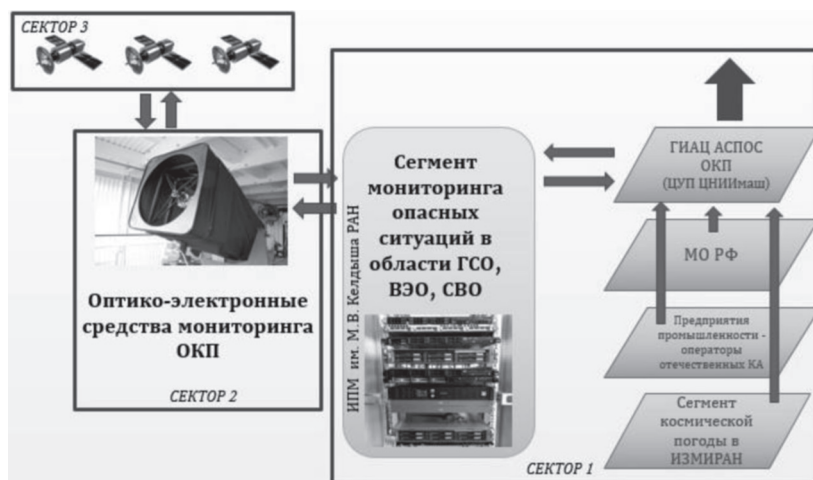


Рис. 1. Схема взаимодействия при предупреждении опасных ситуаций в ОКП

Перспективная структура наземного сектора, помимо сегмента МОС ГСО, ВЭО и СВО, а также других служб института, обеспечивающих сбор, хранение и обработку информации об объектах в ОКП, включает в себя Центр коллективного пользования, функционирующий в интересах учреждений Министерства

науки и высшего образования РФ, информационно-аналитический центр, взаимодействующий с Публичным акционерным обществом «Межгосударственная акционерная корпорация «Вымпел» (ПАО «МАК «Вымпел»), и лаборатории, обеспечивающие работу средств оптического мониторинга ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.

Распределённая база данных сегмента позволяет накапливать и структурированно хранить большие массивы измерительных данных (в 2018 г. суммарный объём первичных данных, полученных гражданскими оптическими средствами, превысил 22 млн измерений) и орбитальную историю каждого из 13 950 каталогизированных космических объектов (КО) за время, прошедшее с момента их баллистического обнаружения.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ПО НАЗНАЧЕНИЮ СРЕДСТВ СЕГМЕНТА

Фактический уровень опасности в высокоорбитальной области ОКП становится возможным оценить при помощи статистических данных, полученных баллистиками сегмента (Стрельцов и др., 2019). В табл. 1 и 2 приведена статистика опасных сближений всех активных КА в областях ГСО, СВО и ВЭО на расстояние менее 1 км и менее 5 км.

Таблица 1. Статистика опасных сближений всех активных КА в области ГСО на расстояния до 5 км в 2018 г. по месяцам

Месяц	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	Всего
Менее 1 км	3	5	3	3	3	3	3	5	6	5	7	4	50
Менее 5 км	98	63	99	94	101	100	114	193	141	156	148	69	1376

Таблица 2. Статистика опасных сближений всех активных КА в области СВО на расстояния до 5 км в 2018 г. по месяцам

Месяц	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	Всего
Менее 1 км	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1
Менее 5 км	14	0	0	1	7	1	3	2	6	1	0	1	36

Накопленные данные позволяют констатировать факт необходимости постоянного мониторинга «защищаемой» области ГСО с уточнением начальных условий выявленных опасных сближений путём получения измерений оптико-электронными средствами повышенной точности (телескопы малой апертуры с большим фокусным расстоянием и фотоприёмниками, оснащёнными электронным затвором; пример — телескоп ТАЛ-250К с ПЗС FLI ML11002E в Косале, Мексика).

ОБНАРУЖЕНИЕ И СОПРОВОЖДЕНИЕ ФРАГМЕНТОВ РАЗРУШЕНИЙ

В 2019 г. отмечен существенный прирост каталогизированных объектов космического мусора, образованных двумя последовательными разрушениями РБ типа «Центавр». На момент написания статьи число обнаруженных фрагментов разрушения РБ 2018-079В, произошедшего 6 апреля 2019 г., превысило 370, а чис-

ло каталогизированных фрагментов разрушения РБ 2009-047В, произошедшего 24 марта, — 410. Пространственное распределение фрагментов первого разрушения, представлено на рис. 2.

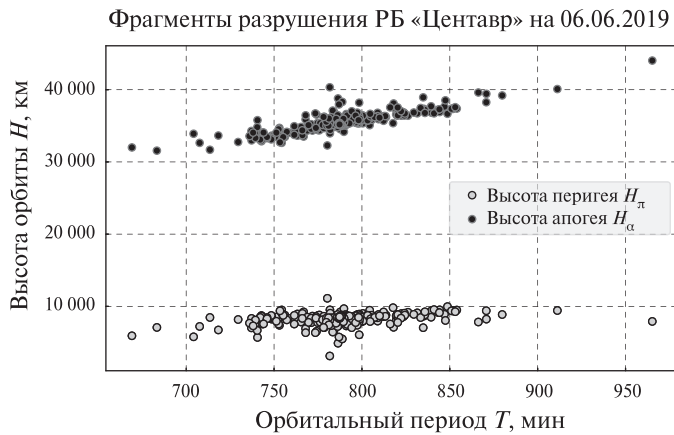


Рис. 2. Диаграмма Габбарда распределения фрагментов разрушения РБ «Центавр», произошедшего 06.04.2019

Измерения, позволившие обнаружить событие разрушения РБ «Центавр» 06.04.2019, были получены на телескопе К-800 0.8-м $f/2.9$ с модифицированной оптической схемой Кассегрена (ПЗС-приёмник FLI Proline 09000 расположен в главном фокусе, поле зрения с корректором поля составляет 55 угл.мин), установленном в обсерватории на пике Терскол (Северный Кавказ), на высоте 3108 м. Съёмка фрагментов осуществлялась с использованием специального программного обеспечения Главной (Пулковской) астрономической обсерватории Российской академии наук (ГАО РАН) и ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. Использовался биннинг 2×2 на 10 с при FWHM ~ 2 угл. с. Кадры были откалиброваны стандартным способом с использованием темновых кадров и плоских полей, полученных по сумеречному небу в околозенитной области со смещением в противосолнечную сторону. Итоговый файл с астрометрией объектов автоматически формировался пакетом Apex II.

Со следующей ночи наблюдения по фрагментам проводились в поисковом режиме вдоль орбиты разрушения. Видимость осложняла нестабильность погодных условий, дымка и убывающая Луна, на удачных кадрах обнаруживалось до 70 фрагментов. Процесс поиска наиболее слабых элементов, имеющих блеск 18–19,5 звёздной величины, облегчало тесное расположение объектов в проекции на небесную сферу.

Долгосрочный анализ эволюции фрагментов разрушений РБ позволяет определить степень их опасности для аппаратов российских орбитальных группировок на ГСО («Электро», «Луч», «Ямал», «Экспресс» и др.) и СВО (ГЛОНАСС).

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ ИПМ им. М. В. КЕЛДЫША РАН

Главным ресурсом наблюдательных систем, в данном случае — ОЭС, является наблюдательное время. Отсюда следует необходимость оптимизации его использования при проведении обзорно-поисковых работ.

Каждый из наблюдательных пунктов работает в полуавтоматическом или полностью автоматическом режиме по плану наблюдений, полученному на текущую ночь. Для повышения эффективности работы в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН был создан новый программный пакет планирования обзорных наблюдений КО на различных типах орбит, включая ВЭО. Основной идеей новой программы планирования было определение областей неба, где в текущую наблюдательную ночь можно ожидать наибольшую эффективность обнаружения КО. Для этой цели используется текущий список космических объектов на высокоэллиптической орбите, который может использоваться совместно с «виртуальными» объектами, соответствующими модели распространения космического мусора на орбитах конкретного типа. Результирующая карта распределения эффективности обнаружения КО на примере ВЭО представлена на рис. 3.

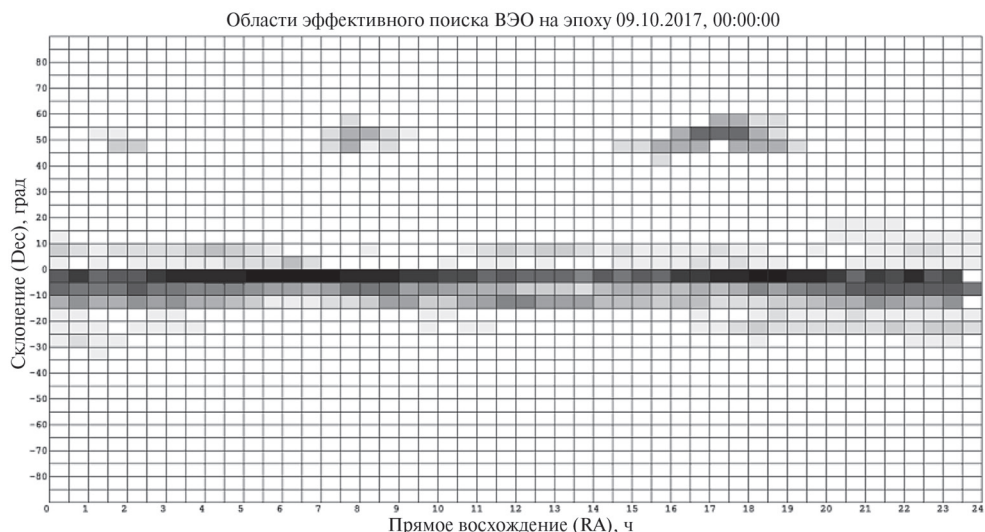


Рис. 3. Результирующая карта распределения областей эффективного поиска КО ВЭО

УТОЧНЕНИЕ ОРБИТ ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМИ В ИНТЕРЕСАХ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Прогнозирование параметров движения космических объектов и областей их неопределённости в задачах, решаемых сегментом, осуществляется исключительно с использованием численных моделей движения, учитывающих основные возмущения естественного происхождения: нецентральность гравитационного поля Земли, в том числе из-за приливных возмущений, притяжение Луны и Солнца, давление солнечного излучения и торможение в атмосфере.

Задача определения орбитальных параметров КО решается пакетной обработкой методом наименьших квадратов. В состав вектора уточняемых параметров \mathbf{Q} , как правило, включается вектор состояния КО

$$\mathbf{X}_0 = \mathbf{X}(t_0) = \left(r^T(t_0), v^T(t_0) \right)^T$$

на момент уточнения, совпадающий с моментом наиболее позднего измерения на интервале обработки, коэффициент давления солнечного излучения χ при

условии, что интервал уточнения имеет достаточную длину, и баллистический коэффициент C_d для высокоэллиптических КО, высота перигея которых ниже 1500 км. Параметры движения наблюдаемых активных КА могут также включать векторы импульсной коррекции или величины тяги на заданном интервале времени, постоянной в заданной системе координат (СК).

Для улучшения контроля орбит действующих КА, среди которых увеличивается доля постоянно маневрирующих, в динамическую модель их движения вводятся стохастические возмущения, обусловленные работой двигательной установки. В общем случае уравнение движения принимает вид

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \quad \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{f}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t) + \mathbf{B}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t) \cdot \mathbf{a}(t),$$

где $\mathbf{f}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t)$ — функция, описывающая ускорение КА в соответствии с выбранной динамической моделью; $\mathbf{a}(t)$ — стохастическое ускорение, заданное в некоторой опорной СК; $\mathbf{B}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t)$ — матрица поворота от осей опорной СК к осям инерциальной СК, в которой записаны уравнения движения. Значение функции $\mathbf{a}(t)$ в общем случае является неизвестным и применительно к задаче определения параметров движения аппроксимируется неизвестной кусочно-постоянной функцией $\mathbf{a}(t) = \mathbf{a}_i, t_{i-1} \leq t < t_i$, значения которой вносятся в число уточняемых параметров. В качестве опорной СК используется орбитальная скоростная система координат. Для улучшения обусловленности системы измерительная информация дополняется априорной информацией о векторах \mathbf{a}_i с нулевым математическим ожиданием и заданной ковариационной матрицей.

Повышение точности определения орбит КО в зоне ответственности сегмента также достигается привлечением более точных измерительных средств. Примером является телескоп ТАЛ-250К, предназначенный для наблюдений по целеуказаниям. Сравнительный анализ показывает, что шумовая ошибка измерений вдоль каждой из осей наблюдения не превышает 0,5 угл. с, в то же время более апертурные обзорные средства имеют практически вдвое меньшую точность единичных измерений.

Измерительные средства, задействованные в работе сегмента, активно участвовали в сопровождении российской научной космической обсерватории на базе КА «Спектр-Р». Вплоть до завершения миссии аппарат наблюдался более чем 50 телескопами по всему миру. Большая часть полученных измерений имела угловую точность лучше 1 угл. с. Полученные измерения имели большое значение для управления космическим аппаратом. С января по май 2019 г. угловые оптические измерения были основным источником орбитальной информации, позволяющей контролировать орбиту аппарата и предпринимать попытки возобновления связи с бортом. Поддержка наземными оптическими пунктами запланирована и для космического аппарата «Спектр-РГ», запуск которого на квазипериодическую орбиту вокруг точки либрации L_2 системы «Солнце — Земля» успешно проведён 13.07.2019.

ВЫВОДЫ

В ИПМ им. М. В. Келдыша РАН создан и успешно функционирует сегмент мониторинга опасных ситуаций в высокоорбитальной области околоземного космического пространства. Основой для работы комплексов сегмента служит численное прогнозирование орбит космических аппаратов, разгонных блоков и объектов космического мусора, уточняемых автоматизированным методом с использованием кластера параллельных вычислителей в собственной модели движения. В качестве первичных данных используются измерения сети оптико-электронных средств мониторинга ОКП. Полученные данные используются для решения

широкого спектра задач в области обеспечения безопасности космических операций, ситуационного анализа обстановки в ОКП и баллистико-навигационного обеспечения полётов российских космических аппаратов. Накопленный массив данных может быть востребован для принятия оптимальных решений в сфере долгосрочной устойчивости космической деятельности и процессах регулирования космического движения.

ЛИТЕРАТУРА

- Павлова Е. А.* Обеспечение безопасности полётов высокоорбитальных космических аппаратов // Всерос. науч. конф. с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». 17–19 апр. 2019, ИКИ РАН, Москва: тез. 2019. С. 38.
- Стрельцов А. И., Захваткин М. В., Ворopaев В. А.* и др. Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами: Препринт ИПМ № 3. М., 2019. 30 с.
- Kessler D. J., Cour-Palais B. G.* Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt // *J. Geophysical Research*. 1978. P. 83.
- Voropaev V., Molotov I., Stepaniants V.* et al. KIAM capabilities and solutions for SSA and space debris research // 1st Intern. Aerospace Symp.: abstr. Dec. 5–8, 2018, МПНТИ. 2018. P. 115.

ENSURING THE SAFETY OF HIGH-ORBIT SPACECRAFT FLIGHTS

E. A. Pavlova, M. V. Zakhvatkin, A. I. Streltsov, L. V. Elenin, A. A. Zhornichenko, V. A. Voropaev

Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences (KIAM RAS)
Moscow, Russia

The gradually increasing threat of collision with space debris poses new requirements for the safety of high-orbit spacecraft. For more than ten years KIAM RAS is developed and applied in practice the various methods to analysis the space situation in the high-orbit region of outer space. This article deals with the organizational principles and structure of the detachment of monitoring of hazardous situations in GEO, HEO and MEO, as part of the Automated system of warning about dangerous situations in near-earth space (ASPOS ОКП), managed by Roscosmos State Corporation. The basic methods of planning optical monitoring, filling and maintenance of a database of high-orbit space objects, conjunction assessment and the information interaction with the sources and consumers of ballistic information are presented. The circumstances of detection of “Centaur” upper stage break-up fragments of destruction are considered and the scenario of their ballistic evolution is proposed. Qualitative estimates of the accuracy of optical measurements are given. The role of civil optical measurements for the solving problems of ballistic and navigation support of spaceflights is shown, with the example of the “RadioAstron” space mission.

Keywords: KIAM, ASPOS ОКП, near-earth space, space debris, optical monitoring, geostationary orbit, conjunction assessment, safety of space operations, information interaction

Pavlova Elena Aleksandrovna — senior engineer, elenae312@gmail.com
Zakhvatkin Mikhail Vitalyevich — PhD, senior researcher, zmaxus@gmail.com
Streltsov Artur Igorevich — researcher, arthur.streltsov@yandex.ru
Elenin Leonid Vladimirovich — researcher, l.elenin@gmail.com
Zhornichenko Anastasia Andreeva — engineer, aazhornichenko@bk.ru
Voropaev Viktor Anatolevich — leading engineer, voropaev@keldysh.ru

ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ВБЛИЗИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ 75° В. Д.

Н. С. Бахтигараев¹, П. А. Левкина¹, В. В. Чазов²

¹ Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН), Москва, Россия

² Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова
(ГАИШ МГУ), Москва, Россия

Малоразмерные фрагменты космического мусора, в отличие от крупных космических объектов, сильно подвержены трудно прогнозируемым негравитационным возмущениям. Особенно важным является изучение движения космических объектов, совершающих либрационные движения вблизи 75° в. д. В этой области расположено множество российских работающих геостационарных аппаратов. В Институте астрономии Российской академии наук ведутся оптические наблюдения нескольких либрационных космических объектов для уточнения теории их движения. Например, фрагмент космического мусора Fengyun 2D Deb (No. 2006-053D) наблюдается с 2007 г. Объект движется в режиме либрации около точки 75° в. д. с периодом 748 сут. По шестилетним оптическим наблюдениям нами выявлена переменность отношения средней площади миделева сечения к массе объекта для Fengyun 2D Deb и разработана модель вариаций этого параметра, период изменения которого равен 392 сут. Знание таких особенностей параметров движения позволяет в несколько раз улучшить точность прогноза движения объекта космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, геостационарная область, отношение площади к массе, эволюция орбит геостационарных спутников

ВВЕДЕНИЕ. ПОЧЕМУ 75° в. д.?

Для удержания геостационарных спутников на заданной точке стояния над экватором регулярно проводится коррекция их орбит. Геостационарные аппараты, не переведённые на орбиты захоронения после прекращения срока службы, начинают двигаться в сторону ближайшей устойчивой точки либрации и совершать колебательные движения по долготе. Важным является изучение движения космических объектов, совершающих либрационные движения вблизи 75° в. д., где находится множество российских работающих геостационарных спутников. А. Ф. Клишиным и др. (2007) было показано, что количество опасных сближений либрационных объектов с геостационарными спутниками на точках стояния $70\text{--}80^\circ$ в. д. в сотни раз выше, чем со всеми остальными космическими объектами вблизи геостационарной области. В Институте астрономии Российской академии наук (ИНАСАН) ведутся регулярные оптические наблюдения нескольких таких либрационных космических объектов для уточнения их теории движения (Bakhtigaraev et al., 2018). При проведении наблюдений и для предварительной редукции изображений используются программный модуль CameraControl и комплекс Арех II, разработанные в Главной (Пулковской) астрономической обсерватории Российской академии наук (Девяткин и др., 2010; Kourprianov, 2008). Вычисления параметров орбит и оценки точности прогноза движения выполнены на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли (ИСЗ), разработанной в Государственном астрономическом институте имени П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (Бахтигараев, Чазов, 2005; Чазов, 2000).

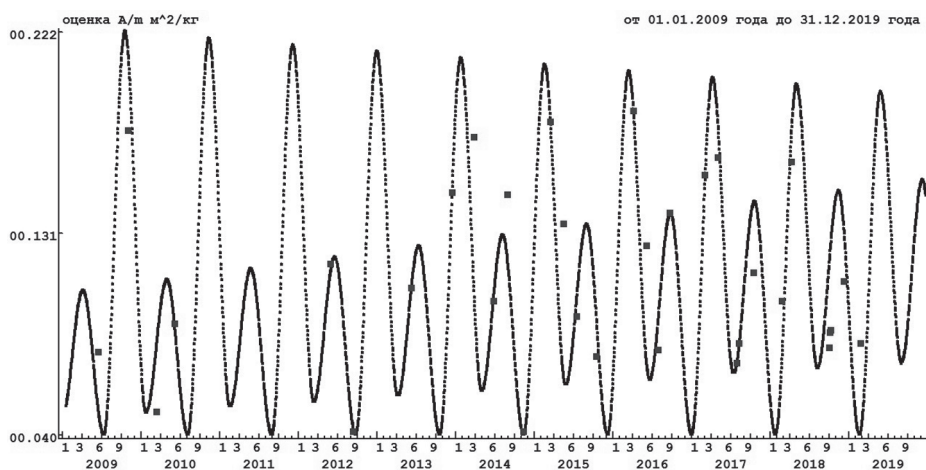
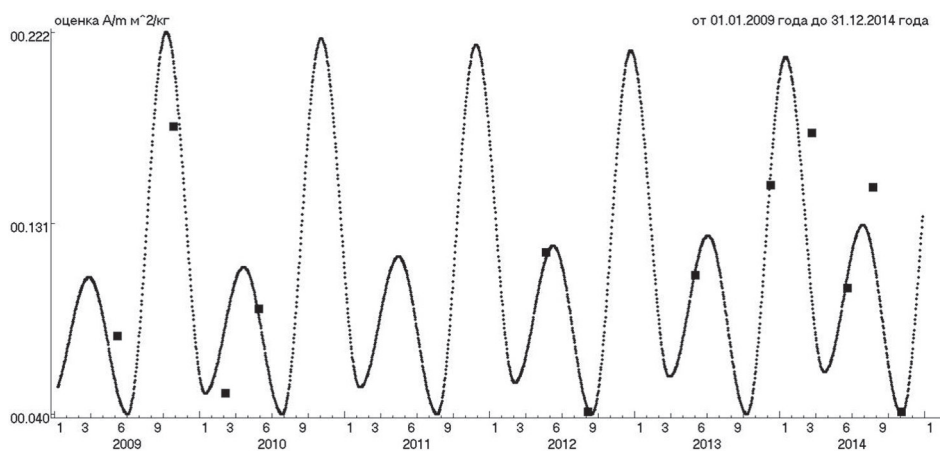
Бахтигараев Наил Сагитович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, доцент, nail@inasan.ru

Левкина Полина Анатольевна — науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, ayvazovskaya@inasan.ru

Чазов Вадим Викторович — ст. науч. сотр., д-р физ.-мат. наук, vadimchazov@yandex.ru

ИССЛЕДОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ ФРАГМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА FENGYUN 2D DEB

Фрагмент космического мусора Fengyun 2D Deb (No. 2006-053D) наблюдается в обсерваториях ИНАСАН с 2007 г. Он образовался в результате запуска ИСЗ Fengyun 2D, выведенного Китайской Народной Республикой на геостационарную орбиту в точку стояния около $86,5^\circ$ в.д. в декабре 2006 г. С 2007 г. присутствует в динамической базе данных космических объектов Института прикладной математики имени М. В. Келдыша Российской академии наук (Агаров, 2001) под номером 90073. С 2008 г. этот объект также присутствует в каталоге NORAD (англ. North American Aerospace Defense Command) (<http://celestrak.com/NORAD/elements>) под номером 33458. Объект находится в режиме либрации относительно точки $75,2^\circ$ в.д. с амплитудой $17,4^\circ$ и с периодом либрации 748 сут (Flohner, Frey, 2016).



По шестилетним оптическим наблюдениям (2009–2014) нами выявлена переменность отношения средней площади миделева сечения к массе (A/m) объекта Fengyun 2D Deb и разработана модель вариаций этого параметра, период изменения которого равен 392 сут. Модель изменения величины A/m объекта Fengyun 2D Deb в 2009–2014 гг. приводится на рис. 1 (см. с. 140) (Бахтигараев и др., 2016). Квадратами нанесены значения A/m , полученные из наблюдений.

Последующие наблюдения подтвердили достоверность модели. На рис. 2 (см. с. 140). приводится график сравнения модели изменения величины A/m с 2009 по 2019 г. с измеренными по оптическим наблюдениям значениями (квадраты).

Знание таких особенностей параметров движения позволяет в несколько раз улучшить точность прогноза движения космического мусора и повысить эффективность работы систем контроля космического пространства. Эта модель также, на наш взгляд, является подтверждением предположения В. В. Белецкого, опубликованного им ещё в 1965 г., о стабилизации параметров вращения космических объектов вследствие влияния различных сил (Белецкий, 1965).

ИССЛЕДОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА «СИРИО-1»

Итальянский метеорологический спутник «Сирио-1» (№ 1977-080А, номер NORAD 10294) представляет интерес тем, что движется вокруг точки либрации 75° в. д. с очень малой амплитудой и всегда доступен наблюдениям с наших пунктов. Это даёт возможность для детальных исследований его поступательно-вращательного движения и уточнения теории движения. Спутник «Сирио-1» много лет наблюдается в Звенигородской и Терскольской обсерваториях ИНАСАН для проверки точности измерений, программ обработки и вычисления орбитальных параметров. С сентября 2016 по август 2018 г. были проведены наблюдения также в обсерватории «Санглох» Института астрофизики АН Республики Таджикистан (Бахтигараев и др., 2017; Чазов и др., 2019). На рис. 3 приведена трасса «Сирио-1», видимая на Санглохе в сентябре 2016 г.

На рис. 4 (см. с. 142) приведены остаточные отклонения совместной обработки результатов наблюдений «Сирио-1» с августа по октябрь 2016 г. в Терскольской (круги), Звенигородской (квадраты) и Санглохской (треугольники) обсерваториях. Среднеквадратичные погрешности составили 2,77 угл. с по прямому восхождению, 1,40 угл. с по склонению, $A/m = 0,014 \text{ м}^2/\text{кг}$. До февраля 2018 г. результаты сеансов наблюдений с трёх обсерваторий хорошо согласовывались между собой. Но в феврале 2018 г. по результатам обработки наших наблюдений произошло изменение параметров орбиты, не объяснимое ошибками наблюдений. После этой даты результаты обработки сеансов наблюдений снова хорошо согласуются между собой. Поиск причин этих явлений авторами продолжается.

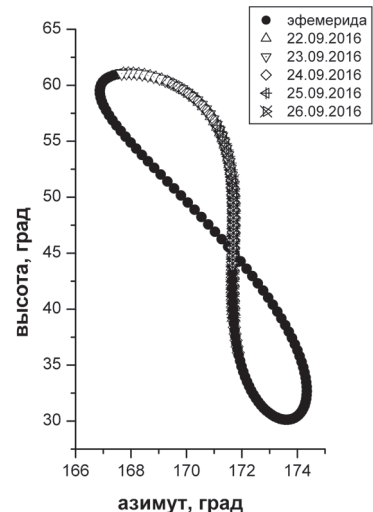


Рис. 3. Трасса «Сирио-1», видимая с обсерватории «Санглох» (Таджикистан) в сентябре 2016 г.

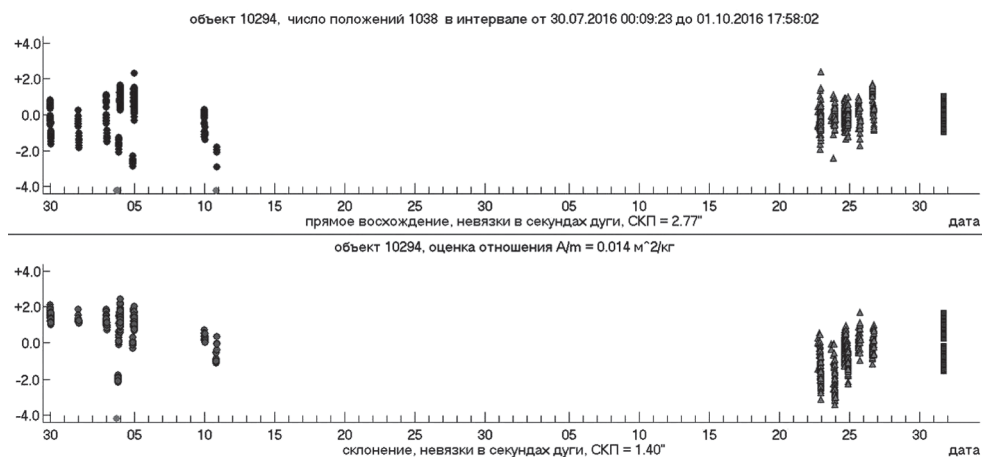


Рис. 4. Остаточные отклонения совместной обработки результатов наблюдений с августа по октябрь 2016 г. в Терскольской, Звенигородской и Санглохской обсерваториях

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Малоразмерные фрагменты космического мусора испытывают на себе сложный комплекс возмущений различного характера, в том числе негравитационного. Этим труднопрогнозируемым влияниям особо подвержены объекты космического мусора с большим отношением площади миделева сечения к массе. Особенно важным является изучение движения космических объектов, совершающих либрационные движения вблизи 75° в.д., где находится много российских работающих геостационарных спутников. В Терскольской, Звенигородской и Санглохской обсерваториях проводятся детальные оптические наблюдения нескольких объектов космического мусора для выявления особенностей их движения. По оптическим наблюдениям с 2009 по 2014 г. выявлена переменность отношения средней площади миделева сечения к массе малоразмерного фрагмента спутника Fengyun 2D Deb и разработана модель вариаций этого параметра, период изменения которого получился равным 392 сут. Наблюдения с 2015 по 2019 г. подтверждают достоверность этой модели. Знание таких особенностей параметров движения позволяет в несколько раз улучшить точность прогноза движения космического мусора и повысить эффективность работы систем контроля космического пространства. Эта модель также, на наш взгляд, подтверждает предположения В. В. Белецкого о стабилизации параметров вращения космических объектов вследствие влияния различных сил. Замеченное нами изменение, превышающее точность измерений и вычислений, параметров орбиты космического объекта «Сирио-1», запущенного в 1977 г., возможно, является следствием его столкновения с космическим мусором. Это требует дальнейших исследований.

ЛИТЕРАТУРА

Бахтигараев Н. С., Чазов В. В. Информационное обеспечение космических экспериментов на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли // Косм. исслед. 2005. Т. 43. № 5. С. 386–389.

- Бахтигараев Н. С., Левкина П. А., Чазов В. В.* Эмпирическая модель движения фрагмента космического мусора в геостационарной области // *Астроном. вест.* 2016. Т. 50. № 2. С. 141–146.
- Бахтигараев Н. С., Кохирова Г. И., Хамроев У. Х.* и др. Наблюдения высокоорбитальных космических объектов в международной астрономической обсерватории Санглох // *Докл. Акад. наук Республики Таджикистан.* 2017. Т. 60. № 1–2. С. 42–49.
- Белецкий В. В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 346 с.
- Девяткин А. В., Горшанов Д. Л., Куприянов В. В., Верещагина И. А.* Пакеты программ Арех I и Арех II для редукиции астрономических ПЗС-наблюдений // *Астроном. вестн.* 2010. Т. 44. № 1. С. 74–88.
- Клишин А. Ф., Чазов В. В., Бахтигараев Н. С.* и др. Об оценке уровня техногенной опасности в зоне размещения КА «Электро-Л» // *Вопросы радиоэлектроники. Сер. «Радиолокационная техника».* 2007. Вып. 2. С. 40–46.
- Чазов В. В.* Основные алгоритмы численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли // *Тр. ГАИШ МГУ.* 2000. Т. 68. С. 5–20.
- Чазов В. В., Кохирова Г. И., Бахтигараев Н. С.* и др. Исследование движения и вариаций блеска объектов космического мусора по наблюдениям в обсерватории Санглох // *Докл. Акад. наук Республики Таджикистан.* 2019 (в печати).
- Agarov V.* // *Proc. 3rd European Conf. Space Debris.* Darmstadt, 2001. ESA SP-473. URL: <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc3/paper/19/SDC3-paper19.pdf>.
- Bakhtigaraev N. S., Levkina P. A., Rykhlova L. V.* et al. Features of geosynchronous space objects motion near 75° E // *Open Astronomy.* 2018. V. 27. Iss. 1. P. 139–143.
- Flohrer T., Frey S.* Classification of geosynchronous objects / *ESA.* 2016. Iss. 18. 179 p.
- Kouprianov V.* Distinguishing features of CCD astrometry of faint GEO objects // *Advances Space Research.* 2008. V. 41. P. 1029–1038.

FEATURES OF SPACE DEBRIS FRAGMENTS' MOTION NEAR THE LIBRATION POINT 75° E

N. S. Bakhtigaraev¹, P. A. Levkina¹, V. V. Chazov²

¹ Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN), Moscow, Russia

² Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University (SAI MSU), Moscow, Russia

Small fragments of space debris, in contrast to large space objects, are highly susceptible to hard-to-predict non-gravitational perturbations. Especially important is the study of the motion of space objects performing librational motion near 75° E. There are many Russian working geostationary satellites in this area. INASAN conducts detailed optical observations of several such librational space objects to clarify their theory of motion. For example, a fragment of space debris Fengyun 2D Deb (No. 2006-053D) observed since 2007. This fragment moves in libration mode near the value of 75°E with a period of 748 days. According to six-year optical observations, we revealed the variability of the ratio of the mean area of the mid-section to the mass (A/m) of the object Fengyun 2D Deb and developed a model of variations of this parameter. The period of A/m variations was equal to 392 days. The knowledge of such features of motion parameters allows to improve the accuracy of space debris motion prediction.

Keywords: space debris, geostationary region, area-to-mass ratio, evolution of geostationary satellite orbits

Bakhtigaraev Nail Saguitovich — senior researcher, PhD, associated professor, nail@inasan.ru

Levkina Polina Anatolevna — researcher, PhD, ayvazovskaya@inasan.ru

Chazov Vadim Viktorovich — senior researcher, doctor of sciences, vadimchazov@yandex.ru

НЕБЕСНО-МЕХАНИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ЭВОЛЮЦИИ «ОБЛАКОВ» КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ПРИ РАЗРУШЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОРБИТЕ

Ю. Ф. Колюка

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш)
Королёв, Россия

Исследованы вопросы образования и эволюции «облаков» космического мусора как множества фрагментов тотальных разрушений объектов ракетно-космической техники, происходящих по причине их взрывов или столкновений с другими космическими объектами в области низких околоземных орбит, с позиций законов и методов небесной механики. Установлена зависимость параметров образующихся орбит фрагментов космического объекта от получаемых ими приращений скорости в момент разрушения и определено распределение этих орбит относительно исходной орбиты космического объекта. Приведены результаты исследований, позволяющие оценить характер и параметры изменения образующихся при разрушении космических объектов облаков космического мусора на ранних этапах их эволюции.

Ключевые слова: космический объект, фрагменты разрушения космического объекта, приращение скорости, орбиты фрагментов, космический мусор, облака космического мусора

ВВЕДЕНИЕ

Тотальные разрушения на низких околоземных орбитах (НОО) крупноразмерных объектов ракетно-космической техники (РКТ), происходящие по причине их взрывов или столкновений с другими космическими объектами (КО), приводят к образованию большого количества разных обломков, формирующих так называемые «облака» космического мусора (КМ). Первоначально такие облака представляют компактное множество КМ, сосредоточенное в ограниченном объёме, а далее, в соответствии с законами небесной механики, это множество КО, совершая движение, определённым образом распределяется в пространстве. В настоящей работе вопросы образования и эволюции на ранних этапах подобных облаков КМ исследовались с позиций законов и методов небесной механики. В этом смысле полагалось, что в момент разрушения КО t_0 каждый фрагмент получает определённое приращение скорости $\Delta \vec{V}^i$ (из числа возможных), которое формирует его собственную орбиту. Распределение таких орбит по их параметрам определяет пространственную область, в пределах которой будет находиться облако КМ как множество всех образовавшихся фрагментов. Устанавливается зависимость параметров орбит фрагментов от получаемых ими приращений скорости в начальный момент t_0 и определяется распределение этих орбит относительно исходной орбиты разрушенного КО.

ИСХОДНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ И ДОПУЩЕНИЯ

Предполагалось, что рассматриваемые разрушения РКТ происходят в области НОО (где чаще всего и случаются эти события), и разрушения являются изотропными, т. е. образовавшиеся фрагменты выбрасываются одновременно и случайным равновероятным образом по всем направлениям. В момент разрушения t_0 КО

Колюка Юрий Фёдорович — начальник лаб., канд. техн. наук, ст. науч. сотр., yfk@mcc.rsa.ru

находился на своей орбите в точке M_0 с радиус-вектором \bar{r}_0 и имел скорость \bar{V}_0 в принятой системе координат.

В результате полученного приращения скорости $\Delta\bar{V}^i$ у каждого фрагмента F_i будет сформирована своя новая орбита, определяемая его вектором состояния $\{\bar{r}_0, \bar{V}_0^i\}$, где \bar{r}_0 останется тем же радиус-вектором, что и у «родительского» КО в момент t_0 , а скорость будет равна: $\bar{V}_0^i = \bar{V}_0 + \Delta\bar{V}^i$. За счёт указанного изменения скорости орбиты фрагментов в общем случае будут отличаться от исходной родительской орбиты по размеру, форме и положению в пространстве. Для анализа зависимости параметров орбиты фрагмента от приращения скорости $\Delta\bar{V}^i$ введём в рассмотрение прямоугольную орбитальную систему координат RNB с началом в точке M_0 , у которой ось R направлена по радиус-вектору \bar{r}_0 , ось B — вдоль вектора кинетического момента $\bar{c}_0 = [\bar{r}_0 \times \bar{V}_0]$, т. е. ортогонально плоскости исходной орбиты КО, и ось N дополняет систему координат до правой (лежит в плоскости орбиты, ортогональна оси R и направлена в сторону движения КО). В данной системе координат вектор приращения скорости будет представлен своими составляющими как $\Delta\bar{V} = \{\Delta V_r, \Delta V_n, \Delta V_b\}$.

Для оценки возможной величины приращений скорости $\{\Delta\bar{V}^i\}$, приобретаемых фрагментами $\{F_i\}$, использовались данные о распределении таких скоростей, полученные на основе обработки результатов слежения за наблюдаемыми фрагментами разрушений верхних ступеней ракет-носителей «Дельта», «Ариан» и «Космос», с одной стороны, и полученные с помощью статистических моделей для ненаблюдаемой фракции подобных фрагментов (Johnson et al., 2001; Reynolds, 1990), с другой. Анализ указанных распределений $\{\Delta\bar{V}^i\}$ позволил сделать вывод, что для подавляющего большинства объектов КМ, образующихся при разрушении КО в области НОО и способных представлять опасность для функционирующих в этой области объектов РКТ, относительная скорость их выброса не будет превосходить значений $\Delta V \approx 330 - 370$ м/с.

Примем величину $\Delta V^* \approx 370$ м/с в качестве условно максимально возможной величины приращения скорости у фрагментов разрушения КО в области НОО. Нетрудно установить, что в этом случае для рассматриваемых исходных орбит (с высотой апогея $H_\alpha \leq 1500$ км и высотой перигея $H_\pi \geq 200$ км) всегда будут выполняться условия: эксцентриситет $e < 0,09$ и $\max(|\Delta\bar{V}^i|/V_0) \leq \Delta V^*/V_0 \approx 0,05$.

ЗАВИСИМОСТЬ РАЗМЕРА И ФОРМЫ ОРБИТЫ ФРАГМЕНТА ОТ ПРИРАЩЕНИЯ СКОРОСТИ $\Delta\bar{V}^i$

Изменение исходной скорости \bar{V}_0 на величину $\Delta\bar{V}^i$ приведёт к соответствующему изменению большой полуоси орбиты на величину Δa согласно зависимости:

$$a' = a + \Delta a = \frac{1}{\left[\frac{2}{r_0} - \frac{(\bar{V}_0 + \Delta\bar{V}^i)^2}{\mu} \right]} = \frac{1}{\left[\frac{1}{a} - \frac{[2V_0 \cdot \Delta V^i \cdot \cos \gamma + (\Delta V^i)^2]}{\mu} \right]}, \quad (1)$$

где a — большая полуось исходной орбиты; a' — большая полуось изменённой орбиты; γ — угол между векторами \bar{V}_0 и $\Delta\bar{V}^i$; μ — гравитационный параметр Земли; $r_0, V_0, \Delta V^i$ — модули соответствующих векторов.

В результате преобразований выражения (1) с точностью до 2-го порядка малости относительно $(\Delta V^i/V_0)$ может быть получена следующая оценка для отношения $(\Delta a/a)$:

$$\frac{\Delta a}{a} \cong \frac{aV_0^2}{\mu} \left[2 \frac{\Delta V^i}{V_0} \cos \gamma + \left(\frac{\Delta V^i}{V_0} \right)^2 \left(1 + 4 \frac{aV_0^2}{\mu} \cos^2 \gamma \right) \right]. \quad (2)$$

Представим величину (aV_0^2/μ) из формулы (2) в виде:

$$\frac{aV_0^2}{\mu} = \frac{2a}{r} - 1 = \frac{1 + 2e \cdot \cos \theta + e^2}{1 - e^2} = k(e, \theta),$$

где θ — истинная аномалия точки M_0 на исходной орбите.

Нетрудно понять, что для коэффициента-функции $k(e, \theta) = (aV_0^2/\mu)$ на рассматриваемом классе исходных орбит будет справедлива оценка:

$$0,8 < \frac{1-e}{1+e} \leq k(e, \theta) \leq \frac{1+e}{1-e} < 1,2 \quad \text{и} \quad k(e, \theta) \rightarrow 1 \quad \text{при} \quad e \rightarrow 0.$$

Как следует из формулы (2), максимальное изменение большой полуоси орбиты фрагмента F_i по сравнению с большой полуосью исходной орбиты будет наблюдаться в случаях, когда вектор относительной скорости выброса этого фрагмента $\Delta \bar{V}^i$ параллелен вектору скорости \bar{V}_0 родительского КО; с учётом введённых обозначений величина этого изменения Δa может быть оценена с помощью следующего соотношения:

$$\Delta a \approx \pm 2a \frac{\Delta V^i}{V_0} \left[1 + \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta V^i}{V_0} \right) \right] \cdot (1 + 4k(e, \theta)) \cdot k(e, \theta).$$

При этом значение Δa будет со знаком плюс, если вектор $\Delta \bar{V}^i$ направлен вдоль движения КО, и со знаком минус, если он направлен в противоположную сторону. Соответственно, изменение большой полуоси орбиты фрагмента будет минимальным при условии ортогональности вектора приращения его скорости $\Delta \bar{V}^i$ вектору \bar{V}_0 . В этих случаях величина Δa будет оцениваться как $\Delta a \approx a \left(\Delta V^i/V_0 \right)^2 k(e, \theta)$.

Изменение скорости фрагмента F_i на величину $\Delta \bar{V}^i$ приведёт также к изменению кинетического момента и фокального параметра его орбиты по сравнению с аналогичными параметрами исходной орбиты родительского КО. Изменение кинетического момента будет характеризоваться векторной величиной $\Delta \bar{c} = [\bar{r}_0 \times \Delta \bar{V}^i]$, которая в орбитальной системе координат RNB будет иметь следующие составляющие:

$$\Delta \bar{c} = \{ \Delta c_r, \Delta c_n, \Delta c_b \},$$

где $\Delta c_r = 0$, $\Delta c_n = -r_0 \cdot \Delta V_b^i$, $\Delta c_b = r_0 \cdot \Delta V_n^i$.

Исходный вектор кинетического момента в той же системе координат будет иметь вид:

$$\bar{c}_0 = \{ 0, 0, r_0 \cdot V_{0_n} \},$$

где V_{0_n} — проекция вектора \bar{V}_0 на ось N .

С учётом сказанного о $\Delta\bar{c}$, \bar{c}_0 , а также на основании зависимости $p = c^2/\mu$ можно установить, что для фокального параметра p' орбиты фрагмента имеет место зависимость:

$$p' = p + \Delta p = \frac{(\bar{c}')^2}{\mu} = \frac{(\bar{c} + \Delta\bar{c})^2}{\mu} = \frac{\left(r_0 V_{0_n}\right)^2 + 2\left(r_0 V_{0_n}\right) \cdot \left(r_0 \cdot \Delta V_n^i\right) + r_0^2 \left[\left(\Delta V_n^i\right)^2 + \left(\Delta V_b^i\right)^2\right]}{\mu},$$

откуда, учитывая, что $p = c^2/\mu = \left(r_0 V_{0_n}\right)^2/\mu$, следует:

$$\frac{\Delta p}{p} = \frac{p'}{p} - 1 = 2 \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} + \frac{\left[\left(\Delta V_n^i\right)^2 + \left(\Delta V_b^i\right)^2\right]}{\left(V_{0_n}\right)^2}. \quad (3)$$

Поскольку, с другой стороны, фокальный параметр орбиты фрагмента может быть представлен как $p' = a'[1 - (e')^2]$, где e' — эксцентриситет этой орбиты, то, принимая во внимание, что $p' = p + \Delta p$, $a' = a + \Delta a$, $e' = e + \Delta e$, из этой формулы может быть выведена следующая зависимость для оценки изменения эксцентриситета Δe у орбиты фрагмента:

$$\Delta e \approx -e + \sqrt{e^2 + (1 - e^2) \cdot \left[\frac{\Delta a}{a} - \frac{\Delta p}{p}\right]}. \quad (4)$$

Используя оценочные выражения (2) и (3) для $\Delta a/a$ и $\Delta p/p$, можно установить зависимость Δe от приращения скорости $\Delta\bar{V}^i$ и исходной скорости \bar{V}_0 .

ИЗМЕНЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ОРБИТЫ ФРАГМЕНТА В ПРОСТРАНСТВЕ ЗА СЧЁТ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ΔV_b^i

Если приращение скорости фрагмента в момент t_0 имеет в системе координат RNB отличную от нуля бинормальную составляющую ΔV_b^i , то это приведёт к повороту плоскости орбиты фрагмента относительно плоскости исходной орбиты вокруг прямой, содержащей вектор \bar{r}_0 , на угол ε , определяемый следующими соотношениями:

$$\sin \varepsilon \cong \frac{\Delta V_b^i}{V_{0_n}} \left[1 - \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} + \left(\frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right)^2 - \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta V_b^i}{V_{0_n}} \right)^2 \right], \quad \cos \varepsilon \cong 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta V_b^i}{V_{0_n}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta V_b^i}{V_{0_n}} \right)^2 \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}}.$$

Нетрудно понять, что при рассматриваемых величинах приращений ΔV^i максимальный угол поворота будет достигнут, когда $|\Delta V_b^i| = \Delta V^i$, т.е. при $\Delta\bar{V}^i = \{0, 0, \Delta V_b^i\}$ в RNB . При этом ΔV_b^i будет не в состоянии сколько-нибудь существенно повлиять на изменение размера и формы орбиты, т.е. на изменение параметров a и e исходной орбиты.

Поворот плоскости орбиты вокруг оси \bar{r}_0 на угол ε приведёт также к определённому изменению наклона и долготы восходящего узла новой орбиты

по отношению к аналогичным параметрам родительской орбиты. Так, наклонение орбиты фрагмента i' станет отличаться от исходного значения i на величину

$$\Delta i \cong \cos u \frac{\Delta V_b^i}{V_0},$$

где u — широта точки M_0 .

Ясно, что в зависимости от знака поправки Δi наклонение орбиты фрагмента $i' = i + \Delta i$ станет больше или меньше наклонения исходной орбиты на величину $|\Delta i|$.

В свою очередь, поправка $\Delta \Omega$ к долготе восходящего узла для новой орбиты фрагмента может быть найдена из соотношения $\Delta \Omega = \arcsin \frac{\sin u \cdot \sin \varepsilon}{\sin i'}$ при условии, что $\sin i' \neq 0$ и долгота восходящего узла орбиты фрагмента примет значение $\Omega' = \Omega + \Delta \Omega$, где Ω — долгота восходящего узла исходной орбиты.

На рис. 1 под обозначениями II и III показаны орбиты, предельно отклоняющиеся от исходной орбиты I при условно максимально возможных приращениях скорости фрагментов $\Delta \vec{V}_{RNB}^* = \{0, 0, \Delta V_b^*\}$. В этом случае углы поворота плоскостей II, III вокруг радиус-вектора \vec{r}_0 точки M_0 будут иметь максимальные значения $\varepsilon^* \cong \frac{|\Delta V_b^*|}{V_0} = \frac{\Delta V_b^*}{V_0}$, и плоскости орбит всех остальных фрагментов разрушения будут находиться между плоскостями II и III, пересекая прямую, содержащую \vec{r}_0 .

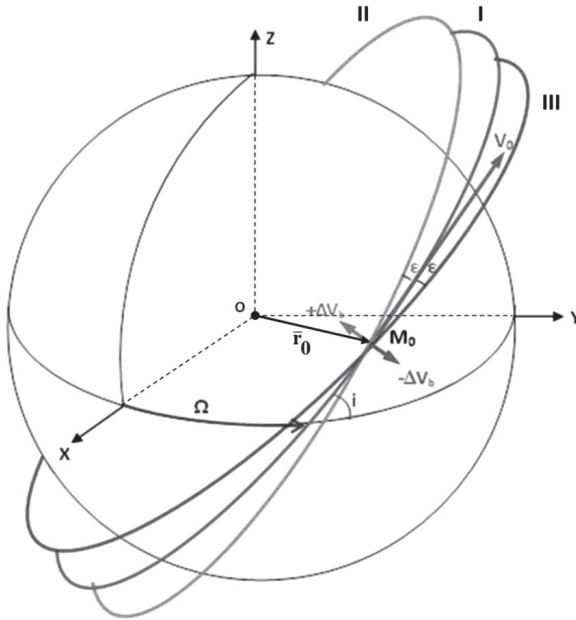


Рис. 1. Положение предельных плоскостей орбит I и II в пространстве, между которыми расположены плоскости всех орбит фрагментов, образовавшихся при разрушении КО в точке M_0 исходной орбиты I

**РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФРАГМЕНТОВ ПО ОРБИТАМ НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ
ОБРАЗОВАНИЯ ОБЛАКА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПОСЛЕ РАЗРУШЕНИЯ
РОДИТЕЛЬСКОГО КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА**

Как было показано выше, плоскости всех орбит фрагментов разрушения КО образуют пучок (веер) плоскостей, пересекающихся по прямой, содержащей вектор положения \vec{r}_0 КО в момент его разрушения t_0 , и отклоняющихся от центральной плоскости исходной родительской орбиты на определённые углы ε в пределах максимального раствора $-\varepsilon^* \leq \varepsilon \leq \varepsilon^*$, где $\varepsilon^* \cong \Delta V^*/V_0$.

Разобьём указанный сектор плоскостей на малые угловые слои величиной $\Delta\varepsilon$ и будем предполагать, что в каждом таком слое, характеризующем отклонением соответствующей ему плоскости от центральной плоскости исходной орбиты на угол $\varepsilon_j = j \cdot \Delta\varepsilon$ ($j = \pm 1, \pm 2, \dots$), содержится, по крайней мере, орбита хотя бы одного фрагмента. В указанный угловой слой попадут все фрагменты, у которых приращения скорости содержат бинормальную составляющую в RNB и величина отношения $\left(\Delta V_b^i/V_{0_n}\right) \approx \varepsilon_j$.

Если общее приращение скорости фрагмента $\Delta \vec{V}^i$ больше по величине его бинормальной составляющей $\left[|\Delta \vec{V}^i| > |\Delta V_b^i|\right]$, то у такого приращения скорости, в общем случае, ещё имеются нормальная и радиальная составляющие, и их суммарная величина $\Delta V_{n+r}^i = \sqrt{(\Delta V_n^i)^2 + (\Delta V_r^i)^2} = \sqrt{(\Delta V^i)^2 - (\Delta V_b^i)^2}$. Характер распределения орбит фрагментов в плоскости каждого углового слоя в зависимости от значений составляющих ΔV_n^i , ΔV_r^i приращения $\Delta \vec{V}^i$ в целом подчиняется общим закономерностям. При анализе такого распределения будем предполагать, что исходная орбита родительского КО является околокруговой, что вполне оправдано при исследовании разрушений в области НОО.

В предположении, что исходная орбита являлась околокруговой, т. е. её эксцентриситет $e \approx 0$, можно принять, что вектор скорости \vec{V}_0 ортогонален \vec{r}_0 (в системе RNB этот вектор представлен как $\vec{V}_0 = \{0, V_0, 0\}$), величина $\left(aV_0^2/\mu\right) = k(e, \theta) \cong 1$, $\Delta V^i \cos \gamma = \Delta V_n^i$, и на основании выражений (2)–(4) зависимости для оценки большой полуоси и эксцентриситета орбиты фрагмента, получившего приращение скорости $\Delta \vec{V}^i$, примут следующий вид:

$$\begin{cases} \frac{\Delta a}{a} \cong 2 \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} + \frac{\left[(\Delta V_r^i)^2 + (\Delta V_n^i)^2 + (\Delta V_b^i)^2\right]}{\left(V_{0_n}\right)^2} + 4 \left(\frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}}\right)^2 + o\left(\left(\frac{\Delta V^i}{V_{0_n}}\right)^2\right), \\ e' = \Delta e \cong \sqrt{4 \left(\frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}}\right)^2 + \left(\frac{\Delta V_r^i}{V_{0_n}}\right)^2}. \end{cases} \quad (5)$$

Как следует из уравнений (5), наибольшее изменение большой полуоси у образовавшейся орбиты фрагмента и наибольший эксцентриситет у этой орбиты будут в том случае, когда $\Delta \vec{V}^i \parallel \vec{V}_0$, т. е. когда в системе координат RNB $\Delta \vec{V}^i = \{0, \Delta V_n^i, 0\}$. В этом случае скорость фрагмента примет вид:

$$\vec{V}^i = \vec{V}_0 + \Delta \vec{V}^i = \{0, V_{0_n} + \Delta V_n^i, 0\}$$

и будет иметь место $\Delta \bar{V}^i \perp \bar{r}_0$, а для отношения $(\Delta a/a)$ и эксцентриситета e' будут справедливы оценки:

$$\frac{\Delta a}{a} \cong 2 \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} + 5 \left(\frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right)^2 \cong \pm 2 \frac{\Delta V^i}{V_0}, \quad e' = \Delta e \cong 2 \left| \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right| = 2 \frac{\Delta V^i}{V_0}.$$

В зависимости от направления приращения $\Delta \bar{V}^i$ точка разрушения M_0 станет либо перицентром орбиты фрагмента (при $\Delta V_n^i > 0$), либо её апоцентром (при $\Delta V_n^i < 0$), а радиус-вектор \bar{r}_0 будет определять линию апсид орбиты. В результате изменения большой полуоси и появления эксцентриситета у орбиты фрагмента геоцентрические расстояния $r(\theta)$ разных точек его орбиты, находящихся на угловых расстояниях θ от точки M_0 , станут отличаться от среднего радиуса $r_0 \cong a$ родительской орбиты на величину $\Delta r = r(\theta) - r_0$. Максимальные отличия Δr будут достигаться в точках M_α, M_π , противоположных точке M_0 (т. е. при $\theta = \pi$), которые будут являться либо апоцентром (M_α), либо перицентром (M_π) новой орбиты в зависимости от знака ΔV_n^i (при $\Delta V_n^i > 0$ противоположной M_0 точкой будет M_α). Значения величин $\Delta r_\alpha > 0$ и $\Delta r_\pi < 0$ в этих точках находятся на основании зависимостей:

$$\Delta r_\alpha = \Delta a(1 + e') + ae', \quad \Delta r_\pi = \Delta a(1 - e') - ae',$$

и, согласно уравнениям (5), с точностью до малых $\sim (\Delta V^i/V_0)^2$ для них будет справедлива оценка:

$$|\Delta r_\alpha| = |\Delta r_\pi| \approx 4a \left| \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right| = 4a \frac{\Delta V^i}{V_0}.$$

Рассмотрим максимально возможное приращение скорости:

$$\max |\Delta V^i| = \max |\Delta V_n^i| = \Delta V^*.$$

При принятых допущениях о величине $\{\Delta V^*/V_0\}$ данное приращение породит орбиты с максимальными величинами $|\Delta r_\alpha^*| = |\Delta r_\pi^*| \approx 0,2a \cong 0,2r_0$. Эти орбиты, соответствующие $\Delta V_n^i = \Delta V^*$ и $\Delta V_n^i = -\Delta V^*$, обозначены на рис. 2 (см. с. 151) символами IV и V. Область между орбитами IV и V, охватывающая исходную орбиту I, представляет собой множество орбит фрагментов, у которых $\Delta \bar{V}^i \parallel \bar{V}_0$ и $-\Delta V^* < \Delta V_n^i < +\Delta V^*$.

Если у полученного фрагментом приращения скорости будет иметься и радиальная составляющая $\Delta V_r^i \neq 0$, то по сравнению с предыдущим случаем, когда $\Delta V_r^i = 0$, при той же величине приращения $|\Delta \bar{V}^i|$ величина его составляющей $|\Delta V_n^i|$ станет меньше, что повлечёт за собой, согласно выражениям (5), уменьшение величин $|\Delta a|$ и e' у новой орбиты фрагмента.

Предположим, что приращение $\Delta \bar{V}^i \parallel \bar{r}_0$. Тогда в системе RNB оно будет иметь представление $\Delta \bar{V}_{RNB}^i = \{\Delta V_r^i, 0, 0\}$, где $\Delta V_r^i = \pm \Delta V^i$ ($\Delta V_r^i > 0$) при направлении $\Delta \bar{V}^i$ вдоль вектора \bar{r}_0 . Очевидно, что образовавшаяся орбита фрагмента останется в плоскости исходной орбиты КО. При любом знаке у приращения ΔV_r^i фокаль-

ный параметр этой новой орбиты останется прежним: $p' = p \cong r_0$, а её эксцентриситет согласно выражениям (5) определится как $e' \cong \left| \Delta V_r^i / V_0 \right| = \Delta V^i / V_0$. Точка M_0 на рассматриваемой орбите фрагмента будет иметь истинную аномалию $\theta_0 = \pi/2$ (при $\Delta V_r > 0$), или $\theta_0 = 3\pi/2$ (при $\Delta V_r < 0$), так что линия апсид данной орбиты в обоих случаях будет проходить по оси N (см. рис. 2).

С учётом малости эксцентриситета e' такой орбиты её уравнение может быть представлено в виде: $r(v) \cong r_0 [1 - e' \cos(v + \theta_0)]$, где v — полярный угол точки, отсчитываемый от направления \vec{r}_0 . Находясь в точке M_0 (где $v = 0$), фрагмент по мере увеличения угла v будет двигаться в сторону апоцентра своей новой орбиты, когда $\Delta V_r^i > 0$, и в сторону перигента при $\Delta V_r^i < 0$.

Ясно, что рассматриваемые орбиты фрагментов, образуемые при $\Delta \vec{V}^i \parallel \vec{r}_0$, достигнут максимальных размеров при $|\Delta V_r^i| = \Delta V^*$. В этом случае данные орбиты при значениях углов $-v^* \leq v \leq 0$ и $0 \leq v \leq v^*$, где $v^* \approx 53^\circ$, выйдут за пределы области, ограниченной предельными орбитами IV и V, показанной на рис. 2 в затенённом виде. Однако при этом удалении этих «выходящих» орбит от границ данной ограниченной области, т.е. отклонения $\Delta r = r(v) - r_{IV}(v)$ или $\Delta r = r(v) - r_V(v)$ (здесь подразумевается, что для $r_{IV}(v)$ значение $\theta_0 = 0$, а для $r_V(v)$ значение $\theta_0 = \pi$) не превысят на указанных интервалах полярных углов v величины $\Delta r^* \approx 0,01r_0$. Остальные участки орбит, соответствующих радиальному приращению скорости с $|\Delta V_r^i| = \Delta V^*$, при значениях $|v| > v^*$ будут находиться в пределах ограниченной орбитами IV и V области.

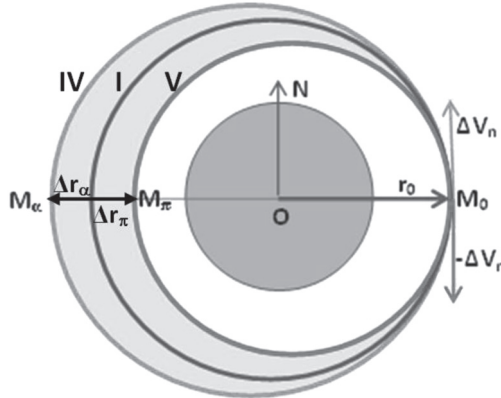


Рис. 2. Орбиты IV и V, соответствующие максимальным изменениям скорости $\pm \Delta V^*$, и ограниченная ими область в плоскости исходной орбиты I, в пределах которой распределяются орбиты фрагментов, получивших приращения скорости $\Delta \vec{V}^i \parallel \vec{V}_0$

В случае, когда приращение скорости параллельно плоскости исходной орбиты и имеет радиальную и нормальную составляющие $\left\{ \Delta \vec{V}_{RNB}^i = \left\{ \Delta V_r^i, \Delta V_n^i, 0 \right\} \right\}$, сформированная при этом приращении новая орбита фрагмента останется лежать в центральной плоскости, однако её линия апсид будет повернута относительно направления \vec{r}_0 на угол, соответствующий истинной аномалии точки M_0 на этой новой орбите. Этот угол θ_0 может быть найден из уравнений

$$e' \cdot \sin \theta_0 = \left(1 + \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right) \frac{\Delta V_r^i}{V_{0_n}}, \quad e' \cdot \cos \theta_0 = \left(1 + \frac{\Delta V_n^i}{V_{0_n}} \right)^2 - 1,$$

где e' определяется согласно выражениям (5). При этом будут иметь место условия $|\Delta V_r^i| < V^i$, $|\Delta V_n^i| < V^i$.

Нетрудно понять, что подобные орбиты даже при $\max |\Delta \bar{V}^i| = V^*$ будут находиться в пределах области, ограниченной орбитами IV, V и описанными выше «выходящими» участками орбит, соответствующих приращениям скорости $\Delta \bar{V}^* \parallel \bar{r}_0$.

Написанное выше о распределении орбит фрагментов, оставшихся в центральной плоскости родительской орбиты, может быть распространено и на распределения орбит фрагментов в плоскости каждого углового слоя, наклонённого к центральной плоскости на угол ε_j и содержащегося в пучке плоскостей в пределах сектора $-\varepsilon^* \leq \varepsilon_j \leq \varepsilon^*$.

В качестве опорной орбиты в плоскости данного слоя принимается орбита, соответствующая приращению скорости $\Delta \bar{V}'_{RNB} = \{0, 0, \Delta V'_b\}$, где $\Delta V'_b = V_0 \sin \varepsilon_j$. Если обозначить $\Delta a'$ — изменение большой полуоси, e' — эксцентриситет, V'_0 — скорость фрагмента в момент t_0 на такой орбите, то на основании выражений (5)

и зависимости $V'_0 = V_0 \sqrt{1 + (\Delta V_b/V)^2}$ для этих величин будут справедливы следующие оценки:

$$\frac{\Delta a'}{a} \cong \left(\frac{\Delta V'_b}{V_0} \right)^2, \quad e' \cong 0, \quad V'_0 \cong V_0 \left(1 + \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta V'_b}{V_0} \right)^2 \right).$$

Отсюда следует, что с допустимой точностью указанная орбита является околокруговой с большой полуосью $a' \cong a \cong r_0$ и начальной скоростью $V'_0 \cong V_0$ как у исходной орбиты и, тем самым, она подобна исходной орбите родительского КО, но уже в своей плоскости. Орбиты фрагментов, распределённые в данной плоскости, соответствуют определённым приращениям скоростей по радиальной и нормальной составляющим в этой плоскости. И если радиальная составляющая приращения в этой наклонённой плоскости будет той же, что и в центральной плоскости исходной орбиты, т.е. $\Delta V_r^{i'} = \Delta V_r^i$, то его нормальная составляющая $\Delta \bar{V}_n^{i'}$ в этой плоскости будет определяться следующим образом:

$$\Delta V_n^{i'} = \frac{\Delta V_n^i (V_0 + \Delta V_n^i) + (\Delta V_b^i)^2}{\sqrt{(V_0 + \Delta V_n^i)^2 + (\Delta V_b^i)^2}} \cong \Delta V_n^i + |\Delta V_b^i| \frac{|\Delta V_b^i|}{V_0} = \Delta V_n^i + |\Delta V_b^i| \sin \varepsilon.$$

Обозначим через $\Delta \tilde{V}'$ максимально возможное приращение скорости у фрагментов, попавших в рассматриваемую орбитальную плоскость. С учётом принятых допущений будет иметь место: $\Delta \tilde{V}' = \max \Delta V'_{n+r} \leq \sqrt{(\Delta V^*)^2 - (\Delta V'_b)^2}$. Очевидно, что во всех плоскостях из рассматриваемого пучка будет выполняться условие $\Delta \tilde{V}' \leq \Delta V^*$ и величина $\Delta \tilde{V}'$ будет уменьшаться по мере увеличения $\Delta V'_b$.

Так же как и для случая центральной плоскости исходной орбиты, для орбитальной плоскости с наклоном ϵ_j можно определить области, в пределах которых будут находиться орбиты всех фрагментов, попавших в данный слой. Эти области будут определяться предельными орбитами (типа орбит IV и V), которые в данном случае станут соответствовать максимальным приращениям по нормальной составляющей: $\Delta V_n' = \pm \Delta \tilde{V}'$, и участками орбит, соответствующих приращениям $\Delta V_r' = \pm \Delta \tilde{V}'$. Для максимальных удалений указанных предельных орбит от опорной орбиты в данной плоскости с точностью до $O\left((\Delta \tilde{V}'/V_0)^2\right)$ будут иметь место оценки: $|\Delta \tilde{r}'_\alpha| = |\Delta \tilde{r}'_\pi| \cong 4r_0 (\Delta \tilde{V}'/V_0)$.

Поскольку по мере увеличения величины наклона $|\epsilon|$ у плоскостей орбит величина $\Delta \tilde{V}'$ будет уменьшаться, то вместе с ней будут уменьшаться и значения $|\Delta \tilde{r}'_\alpha|$, $|\Delta \tilde{r}'_\pi|$, и в пределе, при $|\epsilon| = \epsilon^*$, эти величины станут пренебрежимо малыми: $|\Delta \tilde{r}'_\alpha| = |\Delta \tilde{r}'_\pi| \cong 0$.

Таким образом, образующиеся в результате разрушения космического объекта фрагменты оказываются на своих новых орбитах, определённым образом распределённых в пространстве вблизи исходной орбиты. Плоскости образовавшихся орбит фрагментов могут совпадать с плоскостью исходной орбиты родительского КО или иметь некоторое наклонение к ней. При этом все наклонённые плоскости орбит пересекают плоскость исходной орбиты по линии узлов, определяемой вектором положения КО \vec{r}_0 в момент его разрушения, образуя тем самым пучок плоскостей, распределённых в пределах пространственного сектора с угловым раствором $-\epsilon^* \leq \epsilon \leq \epsilon^*$ относительно центральной плоскости исходной орбиты (ϵ^* — максимально возможное наклонение плоскости орбиты фрагмента к плоскости исходной орбиты). В каждой орбитальной плоскости орбиты фрагментов, находящиеся в этой плоскости, располагаются в пределах определённой ограниченной области, размеры которой определяются максимально возможной для этой плоскости величиной приращения скорости $\Delta \tilde{V}'$, зависящей от её наклона ϵ .

Все образовавшиеся орбиты фрагментов пересекаются в точке разрушения M_0 и пересекают отрезок $[M_\pi, M_\alpha]$, находящийся на противоположном относительно \vec{r}_0 луче прямой (на угловом расстоянии в 180° от M_0), серединой которого является точка M'_0 исходной орбиты, противоположная M_0 . Находясь на орбитах с разными параметрами a', e' , фрагменты разрушенного КО будут двигаться по ним с разными скоростями и будут в разных местах и в разное время пересекать отрезок $[M_\pi, M_\alpha]$, возвращаясь затем в исходную точку M_0 также в разное время.

ДИНАМИКА ОБРАЗУЮЩИХСЯ ОБЛАКОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПАХ ИХ ЭВОЛЮЦИИ

В предположении об изотропности разрушения все образовавшиеся фрагменты через короткий промежуток времени $\tau \ll 1$ с будут распределены в пределах шара радиуса $\rho = \Delta V^* \tau$. С течением времени этот шар за счёт различий в параметрах орбит содержащихся в нём фрагментов начнёт деформироваться, превращаясь

в некоторую пространственную фигуру, которую на раннем этапе её движения условно можно будет считать эллипсоидом. Для оценки динамики образовавшегося облака КМ, изменения его размеров и формы, поместим это облако-эллипсоид в некоторый предельно ограниченный 3-мерный бокс, привязанный к точке $M(t)$ на исходной орбите, в которой находился бы родительский КО в этот момент, если бы он не был разрушен.

При движении вдоль исходной орбиты продольная длина указанного бокса $c(t)$, его поперечная ширина $d(t)$ и высота $f(t)$ будут меняться согласно зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} c(t) &\cong 2r_0 \cdot \sin \left[\left(3\Lambda(t) - 4\sin \Lambda(t) \frac{\Delta V^*}{V_0} \right) \right] + O_c \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right], \\ d(t) &\cong 4r_0 \left[1 - \cos(\Lambda(t)) \right] \frac{\Delta V^*}{V_0} \cos \left[\left(3\Lambda(t) - 4\sin \Lambda(t) \frac{\Delta V^*}{V_0} \right) \right] + O_d \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right], \\ f(t) &\cong 2r_0 |\sin \Lambda(t)| \sin \varepsilon^* + O_f \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right], \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где $\Lambda(t) = 2\pi(t/T)$ — долгота центра бокса (или, что то же, центра облака-эллипсоида); t — время, отсчитываемое от момента t_0 ; T — период исходной орбиты и $O_c \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right]$, $O_d \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right]$, $O_f \left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right]$ — определённые формульные зависимости для представления c, d, f , учитывающие члены порядка $\left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right]$.

Как следует из выражений (6) на начальном этапе движения облака-эллипсоида вдоль исходной орбиты его продольный размер будет с некоторой пульсацией постоянно возрастать, а ширина и высота будут подвержены периодическим изменениям. В течение первой четверти периода облако будет расширяться по всем направлениям, и в момент времени $t - t_0 = T/4$, когда долгота центра эллипсоида примет значение $\Lambda(T/4) = \pi/2$, высота облака-эллипсоида достигнет максимальной величины $f \cong 2r_0 \left[\frac{\Delta V^*}{V_0} \right]$, а все размеры бокса с помещённым внутрь него облаком-эллипсоидом составят значения: $c(T/4) \approx 0,070r_0$, $d(T/4) \approx 0,200r_0$, $f(T/4) \approx 0,100r_0$.

На участке движения $T/4 < t - t_0 \leq T/2$ облако-эллипсоид при увеличении размеров c и d начнёт сжиматься по высоте f , уменьшаясь до малых размеров при приближении к прямой, содержащей отрезок $[M_\pi, M_\alpha]$. При пересечении этой прямой облако попадает под резкую деформацию — все его элементы как бы вжимаются в плоскость исходной орбиты и, проходя через отрезок $[M_\pi, M_\alpha]$, создают здесь высокую концентрацию КМ. Параметры бокса, содержащего облако КМ, при долготе его центра $\Lambda(T/2) = \pi$ имеют такие значения: $c(T/2) \approx 0,910r_0$, $d(T/2) \approx 0,355r_0$, $f(T/2) \approx 0,024r_0$. (При оценке размера $f(T/2)$ учитывались члены порядка $\left[\left(\frac{\Delta V^*}{V_0} \right)^2 \right]$. Без этих членов $f(T/2) \sim 0$.)

После прохождения данного участка орбиты поперечный размер облака станет уменьшаться, но оно начнёт «раздуваться» по высоте и вновь достигнет по ней максимума при $t = t_0 + 3T/4$. Размеры бокса, содержащего облако, в это время станут такими: $c(3T/4) \approx 1,570r_0$, $d(3T/4) \approx 0,125r_0$, $f(3T/4) \approx 0,100r_0$.

В дальнейшем движении по орбите по направлению к точке M_0 облако начнёт «сдуваться» по высоте и продолжать сжиматься по d , так что при приближении

к исходной точке M_0 , т. е. при завершении периода обращения по орбите, оно будет превращаться в узкую и почти плоскую полоску, похожую на сжатый символ ∞ , с размерами: $c(T) \approx 1,620r_0$, $d(T) \approx 0,035r_0$, $f(T) \approx 0,047r_0$. (Здесь при оценке размеров $d(T)$, $f(T)$ учтены члены второго порядка малости относительно $(\Delta V^*/V_0)$.)

Все элементы облака на этом участке его движения должны будут пройти через точку M_0 (или её окрестность), создавая в этом месте высокую плотность техногенного вещества.

На следующих витках полёта характер поведения облака на орбите будет, в принципе, повторять описанный выше. Продольный размер облака будет продолжаться увеличиваться, пока через некоторое число витков более быстрые частицы облака, находящиеся на орбитах с меньшими большими полуосями, не догонят по угловому положению более медленные, чьи орбиты имеют более значительные размеры, обогнав эти медленные частицы на целый виток.

Тем самым, через определённое число оборотов рассматриваемое облако-эллипсоид разрушится как компактное множество объектов КМ и впоследствии заполнит всю ограниченную пространственную область вокруг исходной орбиты разрушенного КО, в которой распределены орбиты его образовавшихся фрагментов, о чём говорилось выше. Данная область, условно принимаемая за тор, будет стягиваться в малую окрестность вокруг точки M_0 и расширяться по радиальному и боковому (ортогональному плоскости орбиты) направлениям по мере углового удаления от этой точки, достигая максимума в размерах: по радиусу — $\tilde{l} \approx 0,40r_0$ при угле $\Lambda = \pi$ (на отрезке $[M_\pi, M_\alpha]$), по боку — $\tilde{f} \cong 0,10r_0$ при $\Lambda = \pi/2$ и $\Lambda = 3\pi/2$. (На больших угловых расстояниях, при $\Lambda \rightarrow \pi$, боковая толщина области-тора будет уменьшаться и, теоретически, станет $f \sim 0$ при $\Lambda = \pi$.) При движении в указанной области все фрагменты из множества $\{F_i\}$ в определённые моменты времени будут проходить через окрестность точки M_0 и пересекать отрезок $[M_\pi, M_\alpha]$, создавая здесь участки с высокой концентрацией КМ — это так называемые точка и линия сужения. Данное состояние облака фрагментов в виде области-тора (второго этапа его эволюции) может продолжаться определённое время, после чего за счёт влияния возмущающих факторов и эта область-тор также начнёт деформироваться.

Основное влияние на этот процесс будет оказывать вторая зональная гармоника гравитационного поля Земли, за счёт которой у орбит фрагментов с разными значениями a' и p' будут и разные скорости вековых дрейфов восходящего узла Ω , что приведёт к расползанию орбит разных фрагментов в пространстве. Со временем эти орбиты будут заполнять пространственный пояс, окаймляющий Землю в пределах склонений $-i \leq \delta \leq +i$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании законов небесной механики и с помощью её методов исследованы вопросы формирования и последующей эволюции (на ранних этапах) облаков космического мусора, образующихся при тотальных изотропных разрушениях объектов ракетно-космической техники в области низких околоземных орбит.

Выведена зависимость параметров новых орбит фрагментов от получаемых ими в момент разрушения родительского космического объекта приращений скорости при принятых допущениях о возможных величинах таких приращений. Выявлен характер и определены области распределения множества орбит фрагментов относительно исходной орбиты космического объекта.

Установлен характер динамики облаков космического мусора как множества образовавшихся фрагментов разрушения космических объектов и получены оценки меняющихся параметров этих облаков.

Полученные результаты по характеру эволюции рассматриваемых облаков космического мусора согласуются с результатами других авторов, полученными с помощью других методов.

ЛИТЕРАТУРА

Reynolds R. C. A Review of Orbital Debris Environment Modeling at NASA/JSC // Orbital Debris Conf. Apr. 16–19, 1990, Baltimore, MD. 1990. AIAA-90-1355. 22 p.

Johnson N. L., Krisko P. H., Liou J.-C. et al. NASA's new breakup model of evolve 4.0 // Advances in Space Research. 2001. V. 28. No. 9.

CELESTIAL MECHANICS INTERPRETATION OF FORMATION AND EVOLUTION OF SPACE DEBRIS CLOUDS THAT ARE PRODUCED BY ON-ORBIT BREAKUPS

Yu. F. Kolyuka

Central Research Institute of Machine Building (TsNIMash), Korolyov, Russia

The problems of formation and evolution of space debris clouds as a great number of fragments of a catastrophic damage of rocket upper stages and spacecraft that are produced by either explosions or collisions in Low Earth Orbits are investigated on the base of laws and methods of celestial mechanics. The dependence of the fragment orbits parameters on delta of velocity that fragments gain at the object break up as well as the fragment orbits distribution around an initial orbit are determined. The research results that make it possible to evaluate the behavior and parameters of the space debris clouds in the early stages of their evolution are presented.

Keywords: space object, fragment of space object break up, delta of velocity, fragment orbit, space debris clouds

Kolyuka Yury Fedorovich — head of laboratory, PhD, senior scientist, yfk@mcc.rsa.ru

О ФЛИПАХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБЛАСТИ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПОД ДЕЙСТВИЕМ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ

Э. Д. Кузнецов¹, С. О. Белкин²

¹ Уральский федеральный университет (УрФУ), Екатеринбург, Россия

² Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет) (НИУ МФТИ), Долгопрудный, Россия

Исследуются флипы плоскости орбиты (переход от прямого движения к обратному и наоборот), обусловленные световым давлением. Рассматривается окрестность области движения спутников глобальных навигационных систем. Динамическая эволюция космического мусора изучается на основе численного моделирования. Начальные условия выбраны в области движения спутников глобальных навигационных систем (ГЛОНАСС, GPS, «Бэйдоу», «Галилео»), а также на 450...1100 км выше номинальной большой полуоси навигационных орбит. Флипы зафиксированы для объектов в окрестности орбит спутников системы ГЛОНАСС и выше орбит спутников системы «Галилео», имеющих отношение миделева сечения к массе более $16 \text{ м}^2/\text{кг}$, для начальных значений долготы восходящего узла в окрестности 180° .

Ключевые слова: космический мусор, глобальные навигационные спутниковые системы, флип плоскости орбиты

ВВЕДЕНИЕ

Флипы плоскости орбиты (переход от прямого движения с наклоном $i < 90^\circ$ к обратному с наклоном $i > 90^\circ$ и обратно) могут вызываться различными факторами, например, влиянием эффекта Лидова – Козаи (Shevchenko, 2017). В работе (Kuznetsov, Avvakumova, 2019) при исследовании динамических свойств орбит, которые могут быть использованы для захоронения спутников, завершивших работу по целевому назначению, было показано, что в окрестности орбит спутников глобальных навигационных систем наблюдаются флипы плоскости орбиты, обусловленные световым давлением. В настоящей работе проводится более детальное исследование флипов в окрестности области движения навигационных спутников.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ЭВОЛЮЦИИ

Динамическая эволюция космического мусора в окрестности области движения спутников глобальной спутниковой навигационной системы ГНСС (*англ.* Global Navigation Satellite System, GNSS) изучается на основе численного моделирования. Начальные условия выбраны в области движения спутников глобальных навигационных систем, а также на 450...1100 км выше номинальных больших полуосей a навигационных орбит (табл. 1). Орбиты навигационных спутников расположены в окрестности резонансов средних движений, для орбит захоронения также выбирались значения больших полуосей, соответствующие резонансам. Начальный эксцентриситет e соответствует почти круговым орбитам:

Кузнецов Эдуард Дмитриевич — зав. кафедрой, д-р физ.-мат. наук, доцент, eduard.kuznetsov@urfu.ru

Белкин Сергей Олегович — магистрант, astroboy96@mail.ru

$e = 0,001$. Начальное наклонение принимается равным номинальному наклонению орбит спутников навигационной системы. Начальное значение долготы восходящего узла Ω варьировалось. Начальное значение аргумента перигентра ω полагалось равным $\omega = 270^\circ$. Отношение миделева сечения к массе γ варьировалось от малых значений $\gamma = 0,02 \text{ м}^2/\text{кг}$, соответствующих спутникам, до больших $\gamma = 1 \text{ м}^2/\text{кг}$, характерных для космического мусора. Начальная эпоха T_0 соответствует $00^{\text{h}} 00^{\text{m}} 00^{\text{s}}$ UTC 21.03.1958. Динамическая эволюция рассматривалась на интервалах времени 24 и 240 лет.

Таблица 1. Большие полуоси и наклонения рассматриваемых орбит

ГНСС/Орбита захоронения	Резонанс	a , км	i , град
ГЛОНАСС	8/17	25 508	64.8
Выше ГЛОНАСС	14/29	25 947	64.8
GPS	1/2	26 559	55
Выше GPS	15/29	27 168	55
«Бэйдоу» (средние орбиты)	9/17	27 840	55
Выше «Бэйдоу»	4/7	29 034	55
«Галилео»	10/17	29 600,318	56
Выше «Галилео»	3/5	29 994	56

Орбитальная эволюция объектов моделировалась с помощью численной модели движения искусственных спутников Земли (Бордовицына и др., 2007), разработанной в Научно-исследовательском институте Прикладной математики и механики Томского государственного университета. Модель возмущающих сил включала основные возмущающие факторы: гравитационное поле Земли (модель EGM96, гармоники до 27-го порядка и степени включительно), притяжение Луны и Солнца, приливы в теле Земли, световое давление с учётом тени Земли (коэффициент отражения поверхности спутника равен 1,44), эффект Пойнтинга – Робертсона, сопротивление атмосферы. Уравнения движения интегрировались методом Эверхарта 19-го порядка.

АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ ПЛОСКОСТЕЙ

Было исследовано поведение плоскостей орбит в зависимости от значения отношения миделева сечения к массе γ , начального значения долготы восходящего узла Ω для начальных значений больших полуосей орбит a и наклонений i , приведённых в табл. 1.

На рис. 1 (см. с. 159) показана зависимость максимального значения наклонения орбиты i_{max} от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбит спутников ГЛОНАСС (начальное значение большой полуоси $a = 25\,508$ км). Флипы орбиты начинают происходить при значении отношения миделева сечения к массе $\gamma = 16 \text{ м}^2/\text{кг}$ и сохраняются с ростом γ до значений, приводящих к падению объекта на Землю под действием возмущений от светового давления. Максимальные значения i_{max} достигаются при начальном значении долготы восходящего узла Ω , близком к 180° . Появление двух максимумов в окрестности $\Omega = 180^\circ$ при больших значениях γ является проявлением периодических возмущений наклонения орбиты, которые

отсутствуют при $\Omega = 180^\circ$. При величине $\gamma = 39 \text{ м}^2/\text{кг}$ максимальное значение наклона превышает 115° . В этом случае фрагменты космического мусора будут двигаться по орбитам, «обратным» по отношению к орбитам спутников системы ГЛОНАСС — в той же орбитальной плоскости, но навстречу движению активных спутников системы, что будет создавать угрозу штатному функционированию системы.

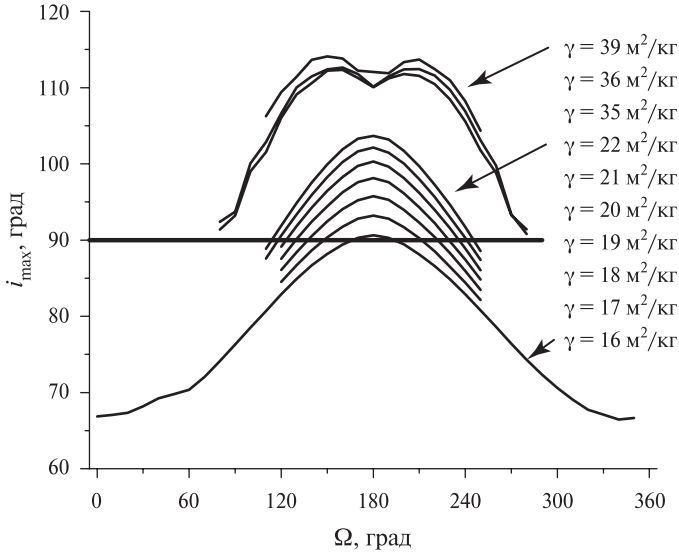


Рис. 1. Максимальные значения наклона орбиты i_{\max} в зависимости от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбит ГЛОНАСС ($a = 25\,508 \text{ км}$)

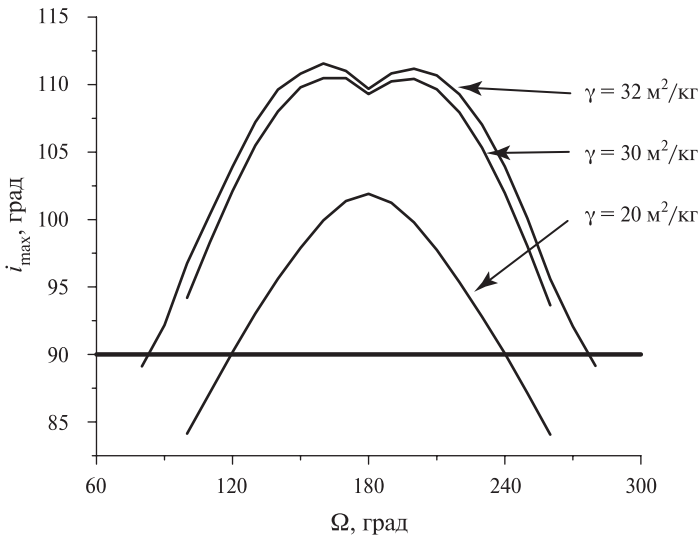


Рис. 2. Максимальные значения наклона орбиты i_{\max} в зависимости от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбит, расположенных выше орбиты ГЛОНАСС ($a = 25\,947 \text{ км}$)

На рис. 2 (см. с. 159) представлена зависимость максимального значения наклона орбиты i_{\max} от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбиты, расположенной выше орбиты ГЛОНАСС (начальное значение большой полуоси $a = 25\,947$ км). Флипы орбиты начинают происходить при значении отношения миделева сечения к массе $\gamma = 16$ м²/кг и сохраняются до максимально возможных значений $\gamma = 76$ м²/кг, обеспечивающих движение объекта по орбите. Максимальные значения i_{\max} достигаются при начальных значениях долготы восходящего узла Ω , близких к 180° .

На рис. 3 дана зависимость максимального значения наклона орбиты i_{\max} от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбиты, расположенной выше орбиты «Галилео» (начальное значение большой полуоси $a = 29\,994$ км). Флипы фиксируются, начиная с $\gamma = 18$ м²/кг и сохраняются до максимально возможного значения $\gamma = 80$ м²/кг. Максимальные значения наклона i_{\max} достигаются при начальных значениях долготы восходящего узла Ω , близких к 180° .

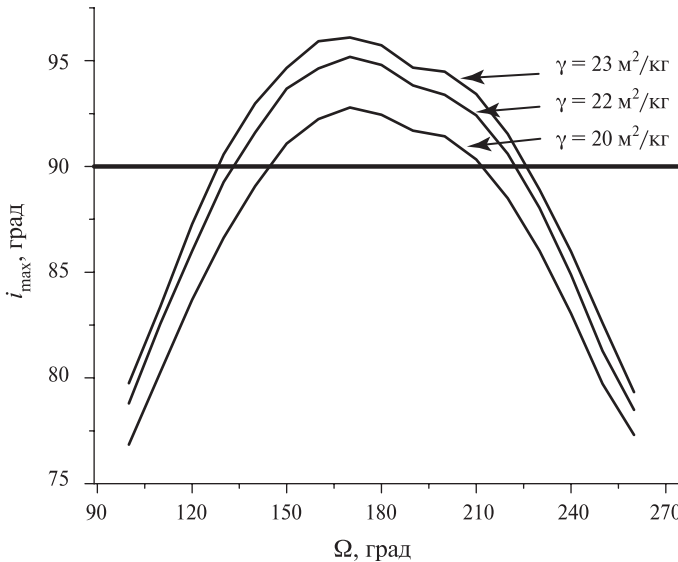


Рис. 3. Максимальные значения наклона орбиты i_{\max} в зависимости от начального значения долготы восходящего узла Ω и отношения миделева сечения к массе γ для орбиты, расположенной выше орбиты Галилео ($a = 29\,994$ км)

На рис. 4 (см. с. 161) показана зависимость максимального значения наклона орбиты i_{\max} от начального значения наклона i_0 и большой полуоси орбиты a при начальном значении долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$ для объекта с отношением миделева сечения к массе $\gamma = 20$ м²/кг. Для наклона орбит, соответствующих орбитам спутников глобальных навигационных систем, флипы возможны для орбит системы ГЛОНАСС и орбит, расположенных выше ГЛОНАСС, а также для орбит, расположенных выше системы «Галилео». Объекты с большой парусностью на орбите «Галилео» имеют короткое время существования — несколько лет, поэтому флипы возможны, но объекты будут быстро покидать эти орбиты.

Анализ эволюции наклонения, эксцентриситета и аргумента перицентра объектов, имеющих флипы орбит при больших значениях отношения миделева сечения к массе, показывает, что характер изменения этих элементов не соответствует типу эволюции, порождаемой эффектом Лидова – Козаи. Поскольку флипы орбит происходят только при больших значениях отношения миделева сечения к массе, их причиной является влияние светового давления.

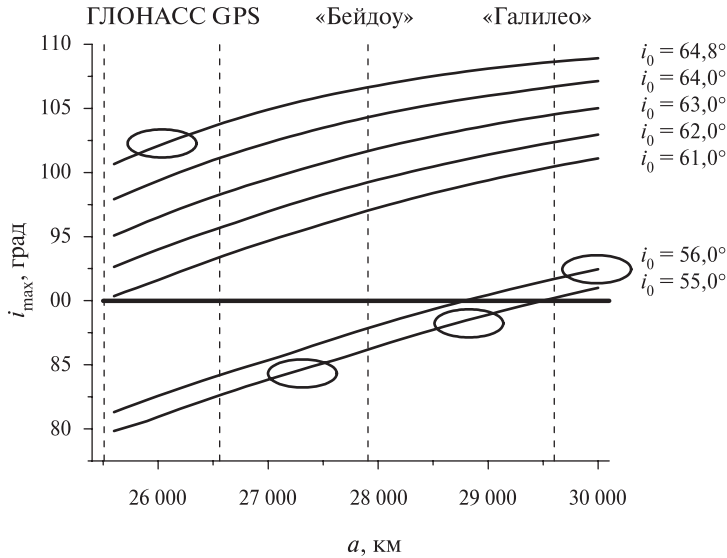


Рис. 4. Максимальные значения наклонения орбиты i_{max} в зависимости от начального значения наклонения i_0 и большой полуоси орбиты a при начальном значении долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$ для объекта с отношением миделева сечения к массе $\gamma = 20 \text{ м}^2/\text{кг}$. Эллипсами показаны области в окрестности исследуемых орбит захоронения

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Флипы орбитальной плоскости были зафиксированы для больших значений отношения миделева сечения к массе, соответствующих космическому мусору, для начальных значений долготы восходящего узла, расположенных в окрестности долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$:

- для спутников ГЛОНАСС с отношением миделева сечения к массе γ от 16 до $39 \text{ м}^2/\text{кг}$;
- для объектов, движущихся выше орбиты ГЛОНАСС в окрестности резонанса 14/29 с отношением миделева сечения к массе γ от 16 до $76 \text{ м}^2/\text{кг}$;
- для объектов, движущихся выше орбиты Галилео в окрестности резонанса 3/5 с отношением миделева сечения к массе γ от 18 до $80 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Данный результат является важным для описания долгопериодической орбитальной эволюции космического мусора.

Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (базовая часть государственного задания, РК № АААА-А17-117030310283-7) и Правительством Российской Федерации (Постановление № 211, контракт № 02.А03.21.0006).

ЛИТЕРАТУРА

- Бордовицына Т. В., Батурин А. П., Авдюшев В. А., Куликова П. В.* Численная модель движения ИСЗ. Новая версия // Изв. вузов. Физика. 2007. Т. 50. Вып. 12/2. С. 60–65.
- Kuznetsov E. D., Avvakutova E. A.* Dynamical evolution of space debris in the vicinity of GNSS regions // Acta Astronautica. 2019. V. 158. P. 140–147.
- Shevchenko I. I.* The Lidov – Kozai Effect – Applications in Exoplanet Research and Dynamical Astronomy. Springer, 2017. 194 p.

ORBITAL FLIPS DUE TO SOLAR RADIATION PRESSURE IN THE VICINITY OF THE GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS REGION

E. D. Kuznetsov¹, S. O. Belkin²

¹ Ural Federal University (UrFU), Ekaterinburg, Russia

² Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Russia

Orbital plane flips (flips from prograde to retrograde motion or vice versa) phenomenon due to solar radiation pressure are investigated. We consider the vicinity of orbits of the Global Navigation Satellite Systems (GNSS). Dynamical evolution of space debris is studied from a numerical simulation. Initial conditions for the objects are chosen in the GNSS orbit regions (GLONASS, GPS, BeiDou, Galileo) as well as 450...1100 km above with respect to nominal semi-major axes of the navigation orbits. Flips of the orbits due to the effect of solar radiation pressure have been observed in the vicinity GLONASS orbits and above the Galileo orbits in case of the area to mass ratio is more than $16 \text{ m}^2/\text{kg}$ for the initial value of the longitude of ascending node near 180° .

Keywords: space debris, global navigation satellite systems, the flip of the orbital plane

Kuznetsov Eduard Dmitrievich — head of chair, associate professor, eduard.kuznetsov@urfu.ru

Belkin Sergey Olegovich — postgraduate student, astroboy96@mail.ru

ВЫБОР ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ КРУПНОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ЭВОЛЮЦИИ В РАЗНЫХ ОБЛАСТЯХ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

Т. И. Афанасьева, Т. А. Гридчина, Ю. Ф. Колюка, В. Г. Лаврентьев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш)
Королёв, Россия

В работе представлены результаты исследований по выбору возможных орбит захоронения, на которые могут быть переведены с эксплуатируемых рабочих орбит отработавшие изделия ракетно-космической техники, относящиеся к крупноразмерной фракции космического мусора. Удаление крупноразмерного космического мусора из областей рабочих орбит околоземного космического пространства и выбор для этого подходящих орбит захоронения является в настоящее время актуальной проблемой. Исследованы особенности разных классов орбит, выбираемых для захоронения крупноразмерного космического мусора, находящегося в наиболее плотно заселённой области низких околоземных орбит в высотном диапазоне 900...1500 км и в области средневысоких орбит. Особое внимание уделено области рабочих орбит, эксплуатируемых Российской глобальной навигационной спутниковой системой, где уже скопилось достаточно большое количество крупноразмерного космического мусора, которое в дальнейшем будет возрастать. Получены оценки долговременной (~170 лет) эволюции основных около-круговых средневысоких орбит с заданной высотой апоцентра в зависимости от начальных значений эксцентриситета, аргумента перицентра и долготы восходящего узла этих орбит. Определены критерии устойчивости орбит захоронения, на которые могут быть переведены отработавшие изделия ракетно-космической техники, находящиеся в области средневысоких орбит.

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, космический мусор, орбита захоронения, долговременная эволюция параметров орбиты, устойчивость орбит захоронения

ВВЕДЕНИЕ

Угроза столкновений неуправляемых изделий ракетно-космической техники (РКТ), ставших космическим мусором (КМ), с функционирующими космическими аппаратами (КА) создаёт проблему для устойчивой безопасной космической деятельности. В настоящее время уже зафиксированы реальные столкновения техногенных космических объектов (КО) на околоземных орбитах. Исследования разных авторов показывают, что количество разрушений изделий РКТ в дальнейшей перспективе будет возрастать, если не предпринимать никаких усилий по противодействию этому явлению. Одним из возможных путей противодействия угрозам столкновения КО является выработка международных требований (так называемых правил) по ограничению накопления космического мусора в эксплуатируемых областях околоземного космического пространства (ОКП). Это предусматривает, в частности, удаление из областей рабочих орбит крупноразмерных объектов КМ, являющихся потенциальными источниками крупномасштабного засорения этих областей, на орбиты захоронения или на орбиты с ограниченным сроком существования (в настоящее время это не более 25 лет).

Афанасьева Татьяна Иосифовна — вед. науч. сотр., канд. техн. наук, yfk@mcc.rsa.ru

Гридчина Татьяна Алексеевна — гл. спец., gta@mcc.rsa.ru

Колюка Юрий Федорович — начальник лаб., канд. техн. наук, ст. науч. сотр., yfk@mcc.rsa.ru.

Лаврентьев Виктор Григорьевич — зам. начальника отд., д-р техн. наук, lvq@mcc.rsa.ru

В настоящей работе проведено исследование засорения крупноразмерным КМ двух областей ОКП, расположенных в высотном диапазоне 900...1500 км и в области космической навигационной системы (КНС) ГЛОНАСС. Сделаны предложения по выбору орбит захоронения для удаления КМ из этих областей, исследованы вопросы устойчивости таких орбит и оценены потребные энергетические затраты на удаление КМ из указанных рабочих областей ОКП.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В ВЫСОТНОМ ДИАПАЗОНЕ 900...1500 км И В ОБЛАСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Данные, собранные в автоматизированной системе предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП), свидетельствуют, что на орбитах в высотном диапазоне 900...1500 км находится свыше 1000 крупноразмерных космических объектов — функционирующих и нефункционирующих КА и выполнивших свою миссию верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. Здесь выделяются несколько областей скопления крупноразмерных техногенных КО:

- область орбит со средней высотой ~ 1500 км и наклоном $i \approx 73^\circ$;
- две области орбит со средними высотами $\sim 1450...1500$ км и наклонами ~ 51 и $\sim 82^\circ$,
- область орбит со средними высотами $\sim 1000...1050$ км и наклоном 82° .

По данным АСПОС ОКП в области средневысоких околоземных орбит, где функционирует российская КНС ГЛОНАСС, на орбитах с высотой 19 200...19 500 км и наклонами $\sim 66...68^\circ$, в настоящее время находится примерно 140–160 КО.

ТРЕБОВАНИЯ К ОРБИТАМ ЗАХОРОНЕНИЯ

В качестве одной из мер сохранения областей ценных рабочих орбит в ОКП для их последующей безопасной эксплуатации является удаление из этих областей крупного КМ.

Подобные объекты могут быть удалены из данных областей, например, на так называемые орбиты захоронения, которые должны удовлетворять следующим требованиям:

- должны находиться вне областей ОКП, используемых или предполагаемых к использованию в обозримой перспективе для формирования и эксплуатации рабочих орбит; при этом орбиты захоронения должны минимальным образом пересекаться с вытянутыми эллиптическими орбитами, по которым совершают полет существующие или планируемые к запуску КА;
- должны располагаться относительно исходных рабочих орбит таким образом, чтобы манёвры для перевода на эти орбиты удаляемых объектов РКТ были энергетически мало затратными;
- должны быть устойчивы в том смысле, что эти орбиты в результате эволюции за счет действия возмущающих факторов не будут выходить за пределы заданного высотного диапазона, в частности, достигать областей исходных рабочих орбит в течение заданного периода времени.

ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ И УВОДА ДЛЯ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С РАБОЧИХ ОРБИТ ВЫСОТОЙ 900...1500 КМ

В качестве орбит захоронения для крупноразмерного КМ, удаляемого с рабочих орбит высотного диапазона 900...1500 км области низких околоземных орбит (НОО), были рассмотрена область околокруговых орбит со средней высотой $H_{\text{ср}} \approx 2000$ км и произвольными наклонениями. В качестве конкурента указанным орбитам захоронения для удаления КМ рассматривались так называемые орбиты увода с ограниченным сроком существования, располагаемые в высотном диапазоне 400...500 км. При этом предполагалось, что перевод КО на орбиту захоронения или орбиту увода осуществляется посредством компланарного двухимпульсного манёвра межорбитального перехода с сохранением наклонения исходной орбиты. Подобный манёвр может быть реализован либо с помощью двигательной установки самого уводимого объекта (если она остаётся работоспособной к данному времени и при наличии необходимого запаса топлива), либо в результате соответствующих действий со стороны некоего космического буксира, способного сближаться и вступать в контакт с уводимым КО.

В таблице представлены сравнительные характеристики потребных затрат характеристической скорости на перевод крупноразмерных КО из рассматриваемой области рабочих орбит вниз, на орбиты увода с ограниченным временем баллистического существования, для которых средняя высота составляет ~400, 450 и 500 км, и вверх, на орбиты захоронения со средней высотой ~2000 км. Сравнивая данные, приведённые в таблице, можно сделать вывод, что по энергетическим затратам перевод КО на орбиты захоронения будет более выгодным для исходных орбит со средней высотой $H_{\text{ср}} \approx 1300$ км.

Потребные затраты суммарной характеристической скорости $\Sigma\Delta V$ на перевод КО на орбиты увода и орбиты захоронения

Высота исходной орбиты $H_{\text{ср}}$, км	Высота орбиты увода $H_{\text{ср}}$, км			Высота орбиты захоронения $H_{\text{ср}}$, км
	400	450	500	2000
	Требуемая величина характеристической скорости $\Sigma\Delta V$, м/с			
950	293	266	238	478
1100	368	340	313	404
1300	456	429	400	311
1500	556	538	510	216

ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ КРУПНОРАЗМЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, УДАЛЯЕМЫХ С РАБОЧИХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

В качестве орбит захоронения для КНС ГЛОНАСС в настоящей работе рассматривались околокруговые орбиты, расположенные на несколько сотен километров ниже области рабочих орбит этой системы. Такой выбор основан, во-первых, на анализе данных, свидетельствующих, что область орбит ОКП, ограниченная диапазоном высот 18 400...18 900 км, практически не заселена техногенными КО. Кроме того, анализ результатов исследований наших и ряда других отечественных и зарубежных авторов свидетельствует, что КО, уведённые вверх на 500 км выше эшелона функционирования каждой из четырёх развёрнутых в настоящее

время КНС — российской ГЛОНАСС, американской GPS, европейской Galileo и китайской Beidou, при определённых условиях либо возвращаются в исходные родные области, либо достигают рабочих орбит других КНС.

При оценке энергетических затрат на перевод удаляемых КО на орбиты захоронения предполагалось, что плоскости таких орбит совпадают с плоскостями исходных рабочих орбит КНС ГЛОНАСС и перевод на эти орбиты КО осуществляется посредством компланарного двухимпульсного манёвра. Выполненные расчёты показали, что для перевода КО с исходной орбиты с $H_{cp} = 19\ 100$ км на орбиту захоронения в зависимости от высоты её апогея H_{α} (при $18\ 900 \geq H_{\alpha} \geq 18\ 400$ км) может потребоваться величина от ~ 16 до ~ 48 м/с характеристической скорости ΔV .

ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ

Исследования устойчивости орбит захоронения при разных исходных параметрах этих орбит проводились на основе расчётов долговременной эволюции таких орбит, выполняемых посредством высокоточного численного интегрирования соответствующих уравнений движения с помощью эффективного метода (Колюка, 2018). При этом в моделях движения КО учитывались все основные возмущающие факторы, способные оказать сколько-нибудь заметное влияние на изменение параметров рассматриваемых орбит.

Устойчивость орбит захоронения с $H_{cp} \approx 2000$ км

Оценка устойчивости предложенных для области НОО орбит захоронения со средней высотой $H_{cp} \approx 2000$ км и различным наклонением проводилась при задании разных значений эксцентриситета: $e = 1 \cdot 10^{-6}$; 0,001; 0,01. Оценивалось изменение максимальной и минимальной высоты, эксцентриситета и наклона орбиты на 100-летнем интервале. Было установлено, что на рассматриваемом 100-летнем интервале даже при исходном $e = 0,01$ максимальные значения амплитуды колебаний H_{max} , H_{min} , e и i не превышали соответственно $H_{max} \approx 8$ км, $H_{min} \approx 14$ км, $e \approx 0,0019$, $i \approx 0,024^\circ$, что позволяет сделать вывод об устойчивости данных орбит.

УСТОЙЧИВОСТЬ ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИЗ ОБЛАСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Как известно, спутники группировки КНС ГЛОНАСС распределены по трём орбитальным плоскостям, отличающимся долготой восходящего узла. В каждой плоскости КА разнесены по широте. Для каждой орбитальной плоскости рассматривались орбиты захоронения, расположенные на 200, 500 и 600 км ниже соответствующих рабочих орбит системы, т. е. имеющие начальные значения высоты апогея $H_{c0} = 18\ 900$, 18 600 и 18 500 км. При анализе устойчивости орбит захоронения в каждой из плоскостей в первую очередь оценивалось изменение эксцентриситета и высоты апогея на интервале эволюции ~ 175 лет. В качестве базового критерия устойчивости было выбрано условие, что в течение указанного периода времени высота апогея орбиты захоронения не должна достигать области рабочих орбит КНС ГЛОНАСС, т. е. должно выполняться условие $H_{\alpha} < 19\ 100$ км.

Была исследована зависимость эволюции орбит захоронения от начального значения эксцентриситета e_0 для вариантов $e_0 = 0,01; 0,005; 0,001$ и $0,0005$.

Результаты расчётов долговременной эволюции показали, что при начальных значениях эксцентриситета $e_0 \approx 0,0005$ высота апогея H_α всех рассматриваемых орбит захоронения не превысит 19 000 км в течение ближайших 175 лет. Начальные значения $e_0 = 0,01$ и $0,005$ не обеспечивали выполнения таких условий. Начальные значения $e_0 \approx 0,001$ позволяли обеспечивать орбитам захоронения соответствие требованиям базового критерия устойчивости при определённых других параметрах этих орбит.

Была оценена зависимость эволюции орбит захоронения при $e_0 = 0,001$ от начального значения аргумента перицентра ω_0 этих орбит. При этом на первом этапе исследований полагалось, что начальные значения долготы восходящего узла орбит захоронения Ω_0 соответствовали текущим значениям аналогичных параметров для плоскостей орбит КНС ГЛОНАСС. Для первой плоскости это было $\Omega_0 = 207,27^\circ$, для второй — $\Omega_0 = 328,23^\circ$, для третьей — $\Omega_0 = 88,23^\circ$. Было установлено, что при данном e_0 для большинства рассматриваемых орбит захоронения рост высоты апогея на интервале 175 лет был ограничен допустимым пределом при определённых значениях ω_0 , а при некоторых ω_0 высота H_α вообще практически не росла, либо даже имела тенденцию к уменьшению, т. е. орбита скруглялась.

Так, для орбит захоронения, сформированных в первой плоскости при начальных значениях $H_{\alpha 0} = 18\,500$ км, ограниченный рост высоты апогея имел место при начальных значениях аргумента перигея $350 \leq \omega_0 \leq 30^\circ$ и $150 \leq \omega_0 \leq 190^\circ$. При этом роста высоты H_α на этих орбитах практически не было при $\omega_0 = 10^\circ$ и $\omega_0 = 170^\circ$. Те же самые характеристики устойчивости были получены и для орбит захоронения в первой плоскости с $H_{\alpha 0} = 18\,600$ км. Однако при анализе устойчивости орбит захоронения в этой плоскости при $H_{\alpha 0} = 18\,900$ км был отмечен ограниченный рост высоты H_α только при значениях $\omega_0 = 10^\circ$ и $\omega_0 = 170^\circ$.

Во второй орбитальной плоскости для орбит захоронения с начальными высотами $H_{\alpha 0} = 18\,500$ и $18\,600$ км значениями ω_0 , обеспечивающими требуемое ограничение по росту H_α , являлись $330 \leq \omega_0 \leq 10^\circ$ и $130 \leq \omega_0 \leq 170^\circ$. Высота H_α на этих орбитах не росла при $\omega_0 = 150^\circ$ и $\omega_0 = 350^\circ$. Орбиты с начальной высотой $H_{\alpha 0} = 18\,900$ км в этой плоскости не удовлетворяли основному критерию устойчивости ни при каких значениях ω_0 .

Для третьей орбитальной плоскости лучшими орбитами с допустимым ростом H_α при начальных высотах $H_{\alpha 0} = 18\,500$ км и $H_{\alpha 0} = 18\,600$ км были орбиты с $\omega_0 \approx [350^\circ, 10^\circ]$ и $\omega_0 \approx [150^\circ, 170^\circ]$. При этом у орбит с начальными значениями $\omega_0 = 10^\circ$ и $\omega_0 = 170^\circ$ не было отмечено роста H_α на рассматриваемом временном интервале. В то же время, как и в предыдущем случае, орбиты захоронения в третьей плоскости с начальной высотой $H_{\alpha 0} = 18\,900$ км не обеспечивали требуемого ограничения по росту H_α .

Была исследована также зависимость устойчивости орбит захоронения для КНС ГЛОНАСС при начальном значении их эксцентриситетов $e_0 = 0,001$ от начальных значений долготы восходящего узла Ω_0 этих орбит. Анализ численных расчётов долговременной эволюции таких орбит показал, что лучшие результаты по их устойчивости при $e_0 = 0,001$ соответствуют значениям: $\omega_0 = 10^\circ$ и $167 \leq \Omega_0 \leq 207^\circ$ — для орбит захоронения в первой плоскости; $\omega_0 = 150^\circ$ и $\Omega_0 = 280^\circ, \Omega_0 = 330^\circ$ — для орбит захоронения во второй плоскости; $\omega_0 = 170^\circ$ и $\Omega_0 \approx [90^\circ, 130^\circ]$ — для орбит в третьей плоскости.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫБОРУ ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ ОТРАБОТАВШИХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ, НАХОДЯЩИХСЯ В ОБЛАСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Результаты проведенных исследований позволяют сделать следующие рекомендации по выбору орбит захоронения для отработавших изделий РКТ, находящихся в области функционирования КНС ГЛОНАСС.

1. В качестве орбит захоронения для выполнивших свою миссию и оставшихся на орбитах КНС ГЛОНАСС изделий РКТ следует рассматривать околокруговые орбиты, лежащие в плоскостях исходных орбит удаляемых КО (т.е. в плоскостях с наклонениями: $i \approx 64,2^\circ$ — 1-я плоскость, $i \approx 65,5^\circ$ — 2-я плоскость, $i \approx 65,2^\circ$ — 3-я плоскость), высота апогея которых в результате эволюции в течение ~ 170 лет не превысит значений $H_\alpha = 19\,000$ км.
2. Орбитами, отвечающими требованиям, сформулированным в п. 1, для каждой из трёх орбитальных плоскостей КНС ГЛОНАСС являются орбиты с начальными значениями высоты апогея и эксцентриситета, удовлетворяющими условиям $18\,500 \leq H_{\alpha 0} \leq 18\,600$ км, $e_0 \leq 0,001$. Такие орбиты могут быть сформированы из исходных орбит в результате выполнения двух импульсных манёвров межорбитальных переходов. В зависимости от высоты $H_{\alpha 0}$ орбиты захоронения суммарные затраты характеристической скорости на выполнение таких манёвров могут составить от $\Delta V \approx 40$ до $\Delta V \approx 48$ м/с.
3. При выборе орбит захоронения в каждой конкретной плоскости следует руководствоваться определёнными критериями (ограничениями) по начальным параметрам ω_0 , Ω_0 , которые позволяют удерживать текущие параметры орбит захоронения (включая высоту H_α) в некоторой ε -окрестности относительно их начальных значений. В этом смысле лучшие результаты по устойчивости орбит захоронения с эксцентриситетом $e_0 = 0,001$ будут при следующих начальных значениях ω_0 и Ω_0 :
 - для первой орбитальной плоскости — при значениях ω_0 , близких к $\omega_0 = 10^\circ$ или $\omega_0 = 170^\circ$ и начальных значениях долготы восходящего узла из интервала $167 \leq \Omega_0 \leq 207^\circ$;
 - для второй орбитальной плоскости — при значениях ω_0 , близких к $\omega_0 = 150^\circ$ или $\omega_0 = 350^\circ$, и Ω_0 близкой к одному из значений: $\Omega_0 = 280^\circ$, $\Omega_0 = 330^\circ$;
 - для третьей орбитальной плоскости — при значениях ω_0 , близких к $\omega_0 = 10^\circ$ или $\omega_0 = 170^\circ$ и начальных значениях долготы восходящего узла из интервала $90 \leq \Omega_0 \leq 130^\circ$;
4. Характеристики устойчивости орбит захоронения в каждой из орбитальных плоскостей будут лучше при меньших начальных значениях эксцентриситета этих орбит.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

В качестве кандидатов для удаления отработавшей РКТ из области эксплуатируемых рабочих орбит в высотном диапазоне 900...1500 км рассмотрены расположенные выше этой области орбиты захоронения со средней высотой $H_{cp} \approx 2000$ км и орбиты в более низкой области (с высотами $400 \leq H_{cp} \leq 500$ км) с ограниченным сроком существования (менее 5 лет). Показано, что предлагаемые орбиты захоронения с начальным эксцентриситетом $e < 0,01$ и наклонениями $i = 73^\circ$ и $i = 82^\circ$ обладают необходимой устойчивостью по высоте и другим параметрам на сто-

летнем интервале. Проведено сравнение энергетических затрат на перевод КО с исходных орбит на указанные орбиты захоронения и орбиты с ограниченным сроком существования. Установлено, что по данным затратам перевод КО на орбиты захоронения может быть более выгодным для исходных орбит со средней высотой $H_{cp} \geq 1300$ км.

В качестве возможных орбит захоронения для отработавших изделий РКТ, находящихся в области функционирования КНС ГЛОНАСС, рассмотрены орбиты, лежащие в плоскостях исходных рабочих орбит системы и расположенные на несколько сотен километров ниже их. Исследована устойчивость рассматриваемых орбит захоронения при разных начальных значениях эксцентриситета, аргумента перигея и долготы восходящего узла этих орбит. Выбран базовый критерий устойчивости орбит захоронения — в течение ближайших 175 лет высота их апогея должна оставаться в пределах $H_{\alpha} \leq 19\,000$ км. Выявлены условия формирования орбит захоронения — определены начальные значения $H_{\alpha 0}$, e_0 , ω_0 и Ω_0 , обеспечивающие выполнение указанных требований. Главными из них являются: $18\,500 \leq H_{\alpha 0} \leq 18\,600$ км, $e_0 \leq 0,001$.

Оценены энергетические затраты, необходимые для перевода удаляемых из области рабочих орбит ГЛОНАСС объектов РКТ на предлагаемые орбиты захоронения.

По результатам исследований сделаны рекомендации по выбору устойчивых орбит захоронения для отечественной КНС ГЛОНАСС.

ЛИТЕРАТУРА

Колюка Ю. Ф. Высокоэффективный метод численного интегрирования уравнений движения в задачах небесной механики и космической баллистики // Космонавтика и ракетостроение. 2018. Вып. 1(100). С. 100–117.

SEARCH FOR THE GRAVEYARD ORBITS FOR A LARGE SPACE DEBRIS AND RESEARCH A LONG-TERM EVOLUTION OF THESE ORBITS IN DIFFERENT REGIONS OF NEAR-EARTH SPACE

T. I. Afanasieva, T. A. Gridchina, Yu. A. Kolyuka, V. U. Lavrentiev

Central Research Institute of Machine Building (TsNIMash), Korolev, Russia

The results of search for the possible graveyard orbits in which the decommissioned space-rocket technique (SRT) that is the large space debris (SD) fraction can be transferred from the maintained working orbits, are presented. Removal of the large SD from the working orbits in a Near-Earth Space (NES) and selection for this purpose the suitable graveyard orbits is now an actual problem. Features of different class orbits chosen to disposal of the large SD deployed in the most densely populated region of Low Earth Orbits (LEO) at 900-1500-km altitude and in region of the Medium Earth Orbits (MEO) are investigated. The special attention is given to the region of working orbits maintained by the Russian Global Navigation Satellite System (GLONASS). In the environment of this a great enough great number of large SD has already been accumulated and the number of debris objects would continue to grow. The estimates of long-term (~170 years) evolution of key parameters of near-circular MEO with a given altitude depending on initial values of eccentricity, argument of perigee, and longitude of ascending node of these orbits are obtained. Stability criterions of graveyard orbits in which the decommissioned SRT that is in MEO region can be transferred are determined.

Keywords: space debris (SD), graveyard orbit, Near-Earth Space (NES), long-term evolution of orbital parameters, stability criterion of graveyard orbits

Afanasieva Tatiana Iosifovna— leader scientist, PhD, yfk@mcc.rsa.ru

Gridchina Tatiana Alekseevna— main specialist, gta@mcc.rsa.ru

Kolyuka Yury Fedorovich— head of laboratory, PhD, senior scientist, yfk@mcc.rsa.ru

Lavrentiev Viktor Grigorievich — deputy head of department, PhD, lvg@mcc.rsa.ru

СПОСОБ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НЕПОСРЕДСТВЕННО НА ОРБИТЕ

М. Е. Баркова

Акционерное общество «Российские космические системы» (АО РКС)
Москва, Россия

Представлен способ утилизации космического мусора непосредственно на орбите. Способ реализуется в устройстве, представляющем собой космический аппарат для утилизации космического мусора. В данной работе проанализирована актуальность создания данного устройства в рамках решения проблемы космического мусора. Приведена технико-экономическая целесообразность такого сборщика космического мусора.

Ключевые слова: космос, космический аппарат, космический мусор, топливо, техногенный, утилизация, переработка

ВВЕДЕНИЕ

В связи с ростом космической деятельности человечества возрастает количество техногенных объектов в околоземном космическом пространстве (ОКП), т. е. космического мусора (КМ). Всего можно выделить несколько фракций КМ, среди которых вышедшие из строя космические аппараты (КА), операционные элементы, ступени ракет-носителей (РН) и фрагменты разрушения.

Наиболее засорёнными орбитами, по данным каталогов космического мусора NORAD (*англ.* North American Aerospace Defense Command, Командование воздушно-космической обороны Северной Америки) и АСПОС ОКП (автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве, Россия), являются: низкие орбиты — 300...400 км (пилотируемые миссии); солнечно-синхронные орбиты (наблюдение за Землёй); низкие орбиты — ~800...1000 и 1200...1500 км (научные, КА связи и др.); средние орбиты (глобальные навигационные спутниковые системы); высокоэллиптические орбиты (КА типа «Молния»); геостационарная орбита (ГСО) (КА связи, телерадиовещания, ретрансляции, проведение наблюдений) (Вениаминов, 2013; Мониторинг..., 2015; Пикалов, Юдинцев, 2018; Taylor, 2006; Zarichin, 2017).

На данный момент в качестве пути борьбы с космическим мусором предложен постоянный контроль за состоянием засорения ОКП с целью выявления опасных ситуаций и их оперативного баллистико-информационного сопровождения, а также уводы отработавших объектов ракетно-космической техники с низких орбит и в зону захоронения и их активное удаление (Мониторинг..., 2015).

Современные системы постоянного контроля позволяют наблюдать космические объекты (КО) размером не менее 10 см, поэтому необходимо создавать средства контроля, которые позволят отслеживать более мелкие КО, также представляющие опасность для КА.

Увод крупного космического мусора с низких орбит может привести к его неполному сгоранию и падению на Землю. Увод КМ с ГСО на орбиту захоронения приводит к засорению высоких орбит, что впоследствии может стать угрозой для функционирования высокоэллиптических и высокоорбитальных КА. Вследствие активного удаления крупного космического мусора происходит образование более опасных для КА обломков мелкой фракции.

В то же время предлагается получение рабочего тела ракетных двигателей (в частности, плазмы) из отработавших свой срок космических объектов (Lan et al., 2015 и др.).

Баркова Мария Евгеньевна — инженер-исследователь 1-й категории, contact@spacecorp.ru

Использование плазмы как рабочего тела ракетных двигателей требует создания сложной и дорогостоящей системы, которая сможет обеспечить высокую температуру до 10000 °С и давление 10...15 атм.

В литературе (Попов, Ярославцев, 2001) представлены результаты по получению псевдожидкого топлива (или его компонент), состоящего из порошкообразных веществ, которые можно флюидизировать газом по методу кипящего слоя и подавать в камеру сгорания ракетного двигателя аналогично жидкому компоненту. Сжижающим агентом может быть нейтральный газообразный азот, а также активные сжижающие газы, например, для окислителя — кислород, а для горючего — водород.

В связи с этим актуальность проблемы космического мусора обуславливается возрастающим техногенным загрязнением околоземного пространства, в то время как актуальность данного исследования состоит в создании способа безотходной утилизации космического мусора.

Целью настоящей работы является разработка способа утилизации космического мусора на основе концепции его переработки в псевдожидкое топливо.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Сборщик космического мусора (СКМ) предназначен для устранения объектов, которые несут угрозу для функционирования действующих космических аппаратов и имеют вектор состояния, однонаправленный с вектором движения СКМ.

Данные о местоположении КМ и изменении его вектора состояния берутся из каталогов космического мусора, например, NORAD. Устройство СКМ рассчитано на устранение космического мусора размером от 10 см до 1 м, вектор состояния которого сонаправлен с вектором состояния СКМ. Но основной целью СКМ являются вышедшие из строя космические аппараты типа CubeSat. Так как космический мусор расположен на разных высотах и в различных плоскостях орбит, то предлагается устранение только опасных объектов. Причём оценочная стоимость СКМ определяется в 7,5 млрд руб., что почти втрое дешевле одного спутника GPS III, стоимость которого оценивается в 20,2 млрд руб., опираясь на данные официального сайта NASA (*англ.* National Aeronautics and Space Administration, Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства — НАСА).

Космический аппарат для утилизации космического мусора включает в себя *ловушку*, выполненную в виде сети на тросах и *систему утилизации* в псевдожидкое топливо для двигателей КА.

Ловушка для космического мусора состоит из деформируемых куполообразной и конусообразной сетей, связанных между собой тросами и сходящихся-расходящихся друг относительно друга с возможностью образования замкнутой полости.

Система утилизации космического мусора состоит из следующих компонентов: ловушка, двухвалковый измельчитель, барабанно-шаровая мельница, мембранно-электродный блок, регенератор воды, управляющее устройство, резервуар с топливом и двигатели.

При обнаружении космического мусора куполообразная сеть автоматически выпускается на тросах из телескопических направляющих балок конусообразной сети, способных затягивать тросы обратно внутрь, как показано на рис. 1 (см. с. 173).

Куполообразная и конусообразная сети, соединяясь посредством тросов, образуют замкнутую полость — мусоросборник, сжимающийся по мере поступления космического мусора на утилизацию.

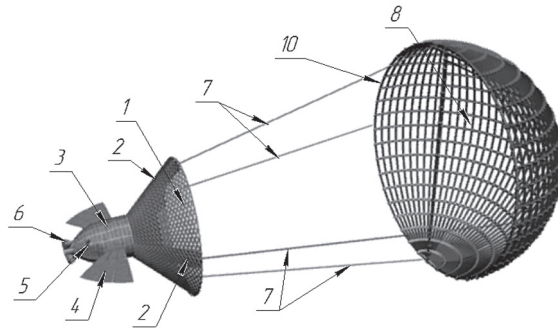


Рис. 1. Ловушка космического мусора (Баркова, 2018): 1 — конусообразная сеть; 2 — телескопические балки; 3 — корпус СКМ; 4 — веерообразный солнечный коллектор; 5 — двигатели ориентации; 6 — тяговые двигатели; 7 — тросы; 8 — куполообразная сеть; 9 — замкнутая полость; 10 — телескопический обруч, состоящий из сегментов

Принцип работы СКМ на орбите состоит в следующем. Изначально устройство выводится на низкую орбиту высотой 400...450 км (рис. 2). Затем происходит развёртывание веерообразного солнечного коллектора, сетей СКМ и его защиты двигателей от соударения с космическим мусором, как показано на рис. 3.

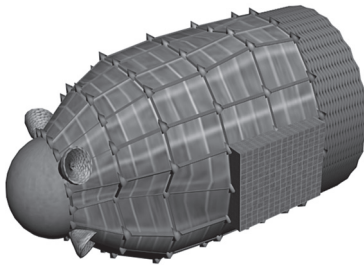


Рис. 2. СКМ в собранном виде

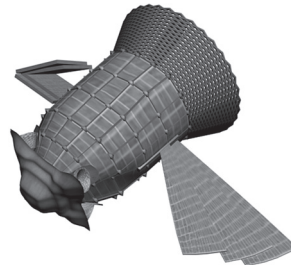


Рис. 3. Развёртывание СКМ

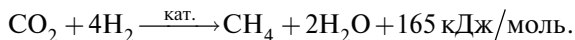
Захват космического мусора осуществляется сетью на тросах путём его нагона на орбите высотой от 400...450 км под малым углом с одинаковой скоростью, что позволяет сэкономить на выводе на орбиту за счёт отсутствия разгонного блока.

Мусоросборник сжимается, позволяя проталкивать собранный космический мусор в двухвалковый измельчитель, где он, охлаждаясь, дробится. Охлаждение происходит на случай переработки обломков ступеней РН, где ещё могли остаться пары топлива, что может спровоцировать взрыв. Данный этап утилизации позволяет разрушить крупные обломки, или цельные малые КА для дальнейшей переработки. После измельчения КМ просеивается сквозь решётку и помещается в барабанно-шаровую мельницу для измельчения в мелкодисперсный порошок (10...45 мкм) (Баркова, 2018).

Так как для орбитального манёвра требуется большое количество топлива, то СКМ должен переработать большое количество космического мусора перед тем, как перейти на более высокую орбиту.

В силу наличия радиационных поясов Земли (поясов Ван Аллена) и большого расхода топлива для орбитальных манёвров, СКМ сможет собирать космический мусор на высотах 400...2000 км. Так же возможно создать космическую систему, состоящую из трёх космических аппаратов типа СКМ.

Порошкообразный космический мусор горит в активной среде кислорода и водорода. Данная смесь газов выбрана исходя из возможности их непрерывного получения из воды путём электролиза мембранно-электродным блоком водяного пара. Причём непрерывное производство воды обеспечивается регенератором воды посредством реакции гидрирования диоксида углерода по реакции Сабатье:



Катализатором данной реакции может служить, например, оксид палладия PdO или оксид платины PdO₂ (Баркова, 2018).

Затем полученное псевдожидкое топливо отправляется в резервуар и поставляется в двигатели. Основными техническими параметрами СКМ являются его размеры, диаметр куполообразной сети в разложенном виде, площадь солнечного коллектора, длина тросов, время переработки космического мусора в псевдожидкое топливо. Орбитальные параметры этого устройства зависят от нахождения космического мусора и наименьших затрат на вывод СКМ на орбиту.

Ниже представлены данные технических и орбитальных параметров СКМ, рассчитанных по работе (Никольский, 2003).

Размеры сборщика космического мусора:

длина	2 м
ширина	1,3 м
Диаметр куполообразной сети	100 м
Площадь солнечного коллектора	32 м ²
Длина тросов	60...100 м
Масса СКМ	2,5 т
Максимальная масса космического мусора в сети	0,5 т
Время переработки космического мусора в топливо	6–8 ч
Срок службы	12–15 лет

На основании полученных данных можно сделать вывод, что СКМ представляет собой космический аппарат, который, по данным статьи (Баркова, 2018), способна вывести на орбиту РН «Протон-М».

На данном этапе решения проблемы космического мусора нет общепринятой концепции, согласно которой производится его устранение (Мониторинг..., 2015; Taylor, 2006; Zarichin, 2017). В основном, как уже упоминалось ранее, исследования направлены на разработку способов увода космического мусора с орбиты посредством устройств или контейнеров для его сбора, которые являются нецелесообразными с экономической точки зрения, поскольку после уничтожения контейнеров с космическим мусором в атмосфере придётся создавать новые контейнеры, что влечёт за собой неоправданные экономические затраты, и при уничтожении обломки могут повредить действующие КА вследствие создания космического мусора более мелкой фракции. В то же время СКМ не требует дополнительного топлива для функционирования и орбитального маневрирования, он предназначен для решения проблемы отработавших свой срок малых КА, а также микро- и нано-КА.

ВЫВОДЫ

Космический мусор становится все более серьёзной проблемой для осуществления космической деятельности. В настоящей статье предложен способ утилизации космического мусора непосредственно на орбите. Он реализуется через

устройство для утилизации космического мусора, основанное на переработке в псевдожидкое топливо, которое представляет собой смесь мелкодисперсного порошка и газовой среды. Устройство СКМ предназначено для уничтожения миниатюрных космических аппаратов (мини-, микро-, нано-КА), например, типа CubeSat, крупных обломков КА и ступеней РН размером от 0,5 до 1 м, а также мелких обломков, величиной более 5...10 см, что обуславливается размером звена сети. СКМ состоит из ловушки, выполненной в виде сети, и системы переработки космического мусора, состоящей из двухвалкового измельчителя, барабанно-шаровой мельницы, мембранно-электродного блока и регенератора воды. Мощность СКМ — 7...8 кВт. СКМ выводится на низкую орбиту на стартовую высоту 400...450 км. Устройство является экономически целесообразным, поскольку для его функционирования не требуется дополнительного топлива, оно не образует обломков более мелкой фракции, а также является более дешёвым по сравнению со схожими проектами.

ЛИТЕРАТУРА

- Баркова М. Е.* Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Тр. МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712>.
- Вениаминов С. С.* (при участии А. М. Червонова). Космический мусор — угроза человечеству. 2-е изд., испр. и доп. М.: ИКИ РАН, 2013. 208 с.
- Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором / под ред. Ю. Н. Макарова: монография. М.: ЦНИИмаш, 2015. 244 с.
- Никольский В. В.* Проектирование космических аппаратов: учеб. пособие. СПб.: Балтийский гос. техн. ун-т. 2003. 80 с.
- Пикалов Р. С., Юдинцев В. В.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Тр. МАИ. 2018. № 100. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf.
- Попов В. Г., Ярославцев Н. Л.* Жидкостные ракетные двигатели. М.: Издательско-типографский центр «МАТИ» — КТУ им. К. Э. Циолковского, 2001. 171 с.
- Lan Lei, Li Jingyang, Baoyin Hexi.* Debris Engine: A Potential Thruster for Space Debris Removal. 2015. URL: <https://arxiv.org/abs/1511.07246>.
- Taylor M. W.* Orbital Debris: Technical and Legal Issues and Solutions. Institute of Air and Space Law Faculty of Law. Montreal: McGill University, 2006.
- Zarichin A.* Space Debris: History, Analysis and Implementation of a Web-Based Visualization System: Master Thesis. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt Cologne Game Lab. 2017.

WAY OF UTILIZATION OF SPACE DEBRIS DIRECTLY IN AN ORBIT

M. E. Barkova

Joint Stock Company "Russian Space Systems" (JSC RSS), Moscow, Russia

The way of utilization of space debris directly in an orbit is presented. The way is implemented in the device — the spacecraft for utilization of space debris (further CSD — the collector of space debris). In this work relevance of creation of the given device within a solution of the problem of space debris is analysed. Technical and economic expediency of CSD is given.

Keywords: space, spacecraft, space debris, fuel, technogenic, utilization, processing

Barkova Maria Evgenievna — research engineer of 1st category, contact@spacecorp.ru

МЕТОДЫ И ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УКЛОНЕНИЙ МКС И ДРУГИХ ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ОПАСНО СБЛИЖАЮЩИХСЯ С НИМИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Д. В. Грудин, Е. К. Мельников

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш)
Королёв, Россия

Несмотря на принимаемые меры по ограничению засорения околоземного космического пространства, количество объектов искусственного происхождения, находящихся в нём, возрастает. С каждым годом проблема обеспечения безопасности функционирующих космических аппаратов становится всё острее. Особое значение она приобретает при выполнении пилотируемых полётов. Так, за более чем 20-летнюю продолжительность функционирования Международной космической станции Центром управления полётами и моделирования было получено 586 предупреждений о нарушении зоны безопасности станции, в 24 случаях были реализованы манёвры уклонения от нефункционирующих КА, операционных фрагментов космической техники и других элементов космического мусора. В статье описаны основные методы реализации манёвров уклонения, порядок взаимодействия организаций, обеспечивающих безопасность полёта Международной космической станции. В материалах также отражён ход оперативных работ Центра управления полётами Центрального научно-исследовательского института машиностроения по обеспечению уклонения спутника дистанционного зондирования Земли «Канопус-В» № 1 от нефункционирующего космического аппарата, представлявшего реальную угрозу. Манёвр уклонения осуществлён впервые в истории управления космических аппаратов научного социального и экономического назначения орбитальной группировки «Роскосмоса».

Ключевые слова: космический мусор, манёвр уклонения, Международная космическая станция, корректирующий импульс

ВВЕДЕНИЕ

Начиная с запуска первого элемента Международной космической станции (МКС) по настоящее время МКС является практически единственным космическим объектом (КО), в интересах безопасности которого отрабатываются основные принципы экстренного взаимодействия между группами управления объектом, включая зарубежных партнёров, разрабатываются и совершенствуются методы снижения уровня опасности встреч космических аппаратов (КА) и критерии безопасности относительного движения. За более чем 20-летнюю продолжительность функционирования МКС было получено 586 предупреждений о нарушении зоны безопасности станции, в 24 случаях были реализованы манёвры уклонения.

Большое количество объектов космического мусора (КМ), находящегося в околоземном космическом пространстве (ОКП), представляет опасность не только для МКС, но и для любых функционирующих КА. Главный информационно-аналитический центр автоматизированной системы предупреждения опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве (ГИАЦ АСПОС ОКП) систематически выдаёт предупреждения об опасных сближениях КА российской орбитальной группировки с элементами КМ. Количество КМ с каждым годом будет только возрастать, несмотря на меры, принимаемые по ограничению засорения ОКП. Вероятность столкновения функционирующих КА с КМ в ближайшей перспективе будет только увеличиваться.

Грудин Дмитрий Викторович — начальник отд., d.grudin@mcc.rsa.ru

Мельников Евгений Константинович — вед. науч. сотр., канд. техн. наук, mek@mcc.rsa.ru

МЕТОДЫ И ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УКЛОНЕНИЙ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ОТ ОПАСНО СБЛИЖАЮЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В соответствии с документом об интеграции операций по управлению полётом МКС контроль космического пространства вблизи станции осуществляется с привлечением американской сети космических наблюдений с дальнейшим оповещением Центра управления полётом имени Л. Джонсона в Хьюстоне (ЦУП-Х). ЦУП-Х, в свою очередь, проводит оповещение Центра управления полётом в г. Королёве (ЦУП-М), где с привлечением ГИАЦ АСПОС ОКП осуществляются сверочные расчёты параметров опасных сближений, их вероятности и др. ЦУП-М осуществляет техническую поддержку планирования и выполнения манёвра уклонения в случае его необходимости. К настоящему времени средствами контроля космического пространства выявлено порядка 3000 объектов, представляющих потенциальную опасность для МКС. Наиболее действенным способом избежать возможного столкновения является проведение станцией упреждающего манёвра уклонения от космического мусора. Российская сторона обеспечивает техническую реализацию манёвра уклонения средствами российского сегмента. Особая роль в этом процессе отводится баллистике, поскольку по результатам решения баллистических задач определяется степень опасности сближений, рассчитываются манёвры уклонения и решается ряд сопутствующих задач.

Наиболее предпочтительным методом реализации уклонения станции от космического мусора является использование трансверсального разгонного импульса. При проведении коррекции орбиты МКС необходимо убедиться в отсутствии прогнозируемого нарушения зоны безопасности станции в течение 48 ч после манёвра. В процессе сборки станции до 2011 г. в зависимости от её конфигурации были разработаны и приняты в эксплуатацию различные способы реализации коррекции орбиты МКС, которые распространялись и на уклонения станции от космического мусора. В качестве средств управления орбитальным движением МКС использовались двигатели функционального грузового блока, служебного модуля, европейских автоматических грузовых кораблей, российских грузовых кораблей, находившихся на осевом и надирном портах служебного модуля, и шаттлов.

До апреля 2001 г. манёвры уклонения с использованием двигателей транспортно-грузового корабля «Прогресс» проводились только на витках, трассы которых проходили через территорию России. Поскольку управление этими кораблями осуществлялось независимо от управления станцией, манёвры уклонения проводились на значительном удалении от точки опасного сближения.

В связи с этим результат уклонения станции от космического мусора достигался за счёт перемещения станции вдоль орбиты к моменту прогнозируемого сближения.

Ввод в эксплуатацию с апреля 2001 г. устройства сопряжения (УС-21) позволил изменить методический подход к уклонению станции. В частности, УС-21 обеспечил возможность управления двигателями расположенного на осевом порту корабля «Прогресс» основного средства уклонения станции, бортовым вычислительным комплексом терминальной вычислительной машины служебного модуля. Скоординированная реализации коррекций орбиты средствами бортового комплекса управления станции, в свою очередь, позволяла проводить коррекции орбиты станции на любом суточном витке с использованием сети спутников-ретрансляторов.

Стала доступной реализация уклонения станции, максимально приближённая к прогнозируемой точке опасного сближения, и тем самым повышающая возможность уточнения параметров относительного движения, включая вероят-

ность контакта. Уклонение от космического мусора, как правило, осуществляется на фоне подготовки рабочей орбиты станции к операциям полёта транспортных кораблей и посадки возвращающихся экипажей в заданный район полигона или при уже сформированных баллистических условиях, поэтому величина корректирующего импульса выбирается минимально допустимой. В таком случае наилучшим результатом уклонения станции является подъём высоты её орбиты в точке опасного сближения, что достигается при расположении манёвра увода в точке, диаметрально противоположной прогнозируемому сближению. Так, к примеру, манёвр увода с приращением скорости 0,3 м/с увеличивает высоту в противоположной точке орбиты на ~1,0 км.

Разработанный типовой режим уклонения DAM (Debris Avoidance Maneuver) предусматривал технологический процесс подготовки к уклонению станции в течение 28,5 ч. Режим DAM не ограничивает направление и величину манёвра увода станции, но требует перепланирование программы полёта и сопровождается всеми подготовительными операциями (подготовка и формирование командно-программной информации, её моделирование на стендах и др.), как и при проведении коррекций орбиты. Однако высокая степень неопределённости на ранней стадии сопровождения космического мусора и, в особенности, фрагментов разрушенных КА часто приводит к дальнейшему отказу от реализации манёвра уклонения за его ненужностью.

К концу 2012 г. в практику баллистического обеспечения безопасности станции был внедрён новый режим уклонения PDAM (Predetermined Debris Avoidance Maneuver), при котором технологическое время подготовки к уклонению сократилось до 5 ч 20 мин с возможностью выбора величины трансверсального импульса уклонения — 0,3; 0,5; 0,75; 1,0 м/с.

Режим уклонения PDAM в значительной степени унифицирован: он не требует перепланирования программы полёта, предпочтительная величина манёвра уклонения согласуется баллистиками ЦУП-М и ЦУП-Х заблаговременно, момент уклонения номинально располагается за 1,5 витка до точки опасного сближения. В качестве исходной информации на борт российского сегмента станции сообщаются только момент включения двигателей и признак используемого значения импульса.

В настоящее время указанный режим считается наиболее предпочтительным для подготовки станции к уклонению от космического мусора. Очередная модификация этого режима рассматривает возможность уклонения станции и с использованием торможения.

Неопределённость проведения манёвра уклонения МКС от космического мусора привела к необходимости на стадии разработки схем подготовки рабочих орбит станции перед операциями полёта транспортных кораблей обеспечения и возвращения экипажей предусматривать возможность парирования влияния манёвров уклонения на формируемые параметры орбиты станции.

В табл. 1 приведены краткие характеристики манёвров уклонений МКС.

ПОДГОТОВКА И РЕАЛИЗАЦИЯ МАНЁВРА УКЛОНЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «КАНОПУС-В» № 1 ОТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В ходе оперативных работ по выявлению и прогнозированию потенциально опасных сближений космических объектов с сопровождаемыми КА российской орбитальной группировки ГИАЦ АСПОС ОКП 06.09.2017 в 11:35 ДМВ было выявлено сближение КА «Канопус-В» № 1 с нефункционирующим российским спутником «Космос-1726».

Таблица 1. Краткие характеристики манёвров уклонений МКС от космического мусора

№	Средство уклонения	Масса МКС, т	Дата	$H_{ср}$, км	$\Delta V_{уп}$, м/с	Курс, град	КО «риска»	Наклонение, град	Вероятность контакта	$V_{от}$, км/с
1	ФГБ	33,1	26.10.1999	372	1,0	0	Фрагмент РН «Пегас»		$3,6 \cdot 10^{-3}$	11,3
2	Пр. М1-3	61,1	29.09.2000	380	1,0	0	3-я ст. РН «Восток-2М»		$4,4 \cdot 10^{-4}$	14,07
3	Шаггл	200,7	10.02.2001	355	0,73	0	Не каталогизирован			12,8
4	Шаггл	249,3	15.12.2001	388	0,655	0	2-я ст. РН «Космос-3М»		$2,8 \cdot 10^{-5}$	13,7
5	Пр. М1-8	149,4	16.05.2002	388	1,0	0	2-я ст. РН «Космос-3М»		$2,2 \cdot 10^{-4}$	12,0
6	Пр. М-47	180,4	30.05.2003	388	1,0	0	КА MegSat	32,17	$1,1 \cdot 10^{-4}$	6,0
7	АТВ-1	299,1	27.08.2008	355	1,0	180	Фрагмент КА «Космос-2421»	65,1	$1,4 \cdot 10^{-2}$	13,0
8	Шаггл	400,8	22.03.2009	355	0,26	180	Фрагмент РН Cheng Zheng-4B	98,68	—	13,8
9	Шаггл	415,4	18.07.2009	346	0,80	0	Не каталогизирован	47,25	$7,5 \cdot 10^{-4}$	8,4
10	Пр. М-07М	369,5	26.10.2010	353	0,40	6	Фрагмент КА UARS	99,08	$2,6 \cdot 10^{-4}$	5,9
11	АТВ-2	398,9	02.04.2011	351	0,50	8	Фрагмент КА «Космос-2251»	73,91	$3,0 \cdot 10^{-4}$	3,8
	Экипаж эвакуирован в КА «Союз»		28.06.2011	380	—	—	Не каталогизирован	62,58	$2,8 \cdot 10^{-3}$	13,05
13	СМ	395,3	29.09.2011	382	2,72	5	Фрагмент 3-й ст. РН «Циклон-3»	82,45	$1,8 \cdot 10^{-3}$	10,9
14	СМ	402,4	29.01.2012	390	1,02	5	Фрагмент КА «Фэньюнь»	98,89	$1,05 \cdot 10^{-3}$	14,0
15	Пр. М-16М	411,2	01.11.2012	413	0,36	0	Фрагмент КА Iridium-33	86,17	$3,2 \cdot 10^{-4}$	6,04
16	Пр. М-22М	401,9	17.03.2014	414	0,50	0	Фрагмент КА «Метеор-2-5»	81,15	$6,4 \cdot 10^{-4}$	4,4
17	Пр. М-21М	409,0	03.04.2014	414	0,50	0	Элемент запуска SYLDA	2,54	$4,0 \cdot 10^{-3}$	8,1
18	СМ	401,5	23.07.2014	416	0,5	184	Фрагмент РБ «Бриз-М»	50,0	$2,1 \cdot 10^{-3}$	3,7
19	АТВ-5	415,4	27.10.2014	414	0,5	0	Фрагмент КА «Космос-2251»	74,05	$3,5 \cdot 10^{-4}$	4,0
20	АТВ-5	414,8	12.11.2014	413	0,5	0	Фрагмент КА Yaogan	97,31	$1,5 \cdot 10^{-3}$	7,6
21	Пр. М-26М	419,0	23.04.2015	398	0,3	0	Фрагмент КА «Метеор-2-5»	81,12	$2,2 \cdot 10^{-5}$	13,7
22	Пр. М-26М	405,2	08.06.2015	401	0,3	0	4-я ст. РН Minotaur-1	40,53	$2,7 \cdot 10^{-5}$	1,8
23	Пр. М-26М	411,0	26.07.2015	401	0,5	0	Фрагмент КА Iridium-33	86,34	$3,8 \cdot 10^{-4}$	7,7
24	Пр. М-28М	420,1	27.09.2015	404	0,3	0	Фрагмент РН Pegasus	82,09	$1,7 \cdot 10^{-2}$	12,4
25	GPM-CORE	—	15.09.2017	-	0,46	—	Уклонение реализовано средствами действующего КА			

Примечание: РН — ракета-носитель; ФГБ — функциональный грузовой блок.

Расчётное время сближения составило по предварительным расчётам 04:53 ДМВ 09.09.2017 при минимальном расстоянии между центрами масс объектов в 257 м и относительной скорости сближения 15,217 км/с. После получения первого предупреждения ЦУП ЦНИИмаш в тесном взаимодействии с ГИАЦ АСПОС ОКП, а также сектором главного конструктора Научно-производственной корпорации «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна (Корпорация ВНИИЭМ) были проведены работы по информационному обеспечению подготовки и проведения манёвра уклонения от возможного столкновения.

На фоне прошедшей 06.09.2017 мощной вспышки на Солнце в период 07–10.09.2017 ожидался значительный всплеск геомагнитной возмущённости, который существенным образом мог повлиять на точность прогнозов указанных сближений. Прогнозы сегмента АСПОС ОКП по расчёту параметров солнечной и геомагнитной активности оперативно поступали, записывались в базу данных (БД) ГИАЦ АСПОС ОКП и использовались для проведения расчётов опасных сближений.

С 6 сентября значение A_p выросло с 11 до 117 в ночь опасного сближения при показателе $F_{10.7}$ около 120, что лишний раз свидетельствовало о масштабах возмущения атмосферы.

Начальные условия движения КА «Канопус-В» № 1 уточнялись по мере поступления и обработки очередных сеансов измерений текущих навигационных параметров, а по КА «Космос-1726» — по мере поступления информации в БД АСПОС ОКП.

После анализа всей имеющейся информации совместно с сектором главного конструктора (СГК) было принято решение о подготовке к проведению манёвра, корректирующего орбиту КА «Канопус-В» № 1 с целью уклонения от КА «Космос-1726».

При выборе направления маневрирования учитывался тот факт, что КА дистанционного зондирования Земли «Канопус-В» № 1 функционирует на орбите со средней высотой около 518 км, где весьма ощутимо влияние возмущений от атмосферы. По этой причине проведение тормозного манёвра нецелесообразно. Также принималось во внимание, что большинство предупреждений от ГИАЦ АСПОС ОКП содержало информацию о подходе КА «Космос-1726» к КА «Канопус-В» № 1 «снизу».

Манёвр уклонения планировалось выполнить с использованием корректирующей двигательной установки (КДУ), включающей два двигателя коррекции на основе стационарного плазменного двигателя типа СПД-50, характеристики которого предполагают проведение на каждом витке полёта не более одного включения с продолжительностью, не превышающей 2400 с.

Учитывая небольшую тягу двигательной установки данного типа и ограничение на продолжительность включения в 40 мин, было принято решение провести два включения для ухода от опасного сближения по высоте не менее чем на 500 м.

Необходимо ещё раз отметить, что планирование работ с КА «Канопус-В» № 1 осуществлялось на фоне сложной геомагнитной обстановки. По этой причине с 06.09.2017 данный аппарат был переведён в режим ориентации на Солнце с приостановкой целевого применения.

В соответствии с разработанным и принятым техническим решением при проведении подготовительных операций к выполнению манёвра уклонения проведены следующие работы:

- в период с 18:00, 08.09.2017 до 07:00, 09.09.2017 осуществлён дозаказ сеансов управления на всех видимых витках полёта КА «Канопус-В» № 1;
- запланирован перевод КА в режим ориентации, позволяющей проведение коррекции орбиты КА;

- в соответствии с полученными данными специалистами ЦУП спланированы программы сеансов связи с включёнными в них управляющими воздействиями для работы КДУ.

В табл. 2 приведены параметры окончательно выбранных включений КДУ

Таблица 2. Включения корректирующей двигательной установки

Время включения, чч:мм:сс	Продолжительность работы КДУ, с	Ориентация, направление импульса	Приращение большой полуоси, м
09.09.2017, 01:00:00.0000	2400	ОСК, «+»	171
09.09.2017, 02:35:00.0000			

В ближайшей после первого включения зоне радиовидимости была проведена оценка телеметрической информации с целью оценить функционирование КДУ. Анализ показал, что в процессе исполнения первого манёвра КА «Канопус-В» № 1 не удалось строго выдержать орбитальную ориентацию, поэтому второе включение КДУ было перенесено на время 04:15:00.

В ходе выполненных ЦУП ЦНИИмаш работ в тесном взаимодействии с ГИАЦ АСПОС ОКП и СГК космического аппарата «Канопус-В» № 1 АО «Корпорация ВНИИЭМ» впервые в истории обеспечения управления орбитальной группировкой КА космических аппаратов научного социального и экономического назначения (НСЭН) «Роскосмоса» был успешно реализован манёвр уклонения от космического мусора.

При этом следует отметить, что процедура принятия и реализации решения по уклонению КА на данный момент не регламентирована, в эксплуатационной документации по управлению КА подобные ситуации и порядок действий по ним не описаны.

С ростом техногенного засорения ОКП вероятность появления опасных сближений действующих КА с объектами «риска» будет увеличиваться, и необходимость проведения подобных операций будет возрастать, что потребует, в первую очередь, принятия мер по доработке эксплуатационной и конструкторской документации КА, осуществлению взаимодействия между организациями, участвующими в управлении КА, мониторинге ОКП, выработке чётких критериев и регламента по принятию решений о выполнении манёвров уклонения, особенно в условиях быстро меняющейся космической обстановки и ограничений по времени.

Уклонение КА «Канопус-В» № 1 от объекта космического мусора должно послужить подтверждением необходимости создания единого органа, осуществляющего управление всей орбитальной группировкой КА НСЭН, контроль ОКП, выявление опасных сближений с космическим мусором, выработку и реализацию предложений по предотвращению опасных ситуаций в ОКП при безусловном выполнении целевой задачи.

ЛИТЕРАТУРА

- Грудин Д., Матюшин М., Паненко В., Царук А. Обеспечение уклонения космического аппарата «Канопус-В» № 1 от опасного сближения с космическим мусором // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 1(100).
- Мельников Е. К. Управление орбитальным движением МКС (1998–2018). Рязань: РИНФО, 2019.

Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором / под ред. Ю. Н. Макарова. М.: ЦНИИмаш, 2015. 244 с.

METHODS AND PRACTICE OF ISS AND OTHER ACTIVE SPACECRAFT AVOIDANCE FROM SPACE DEBRIS DANGEROUSLY APPROACHING THEM

D. V. Grudin, E. K. Melnikov

Central Research Institute of Machine Building (TsNII mash), Korolev, Russia

In spite of space debris mitigation measures taken in a near-earth space (NES), a number of man-made objects in NES continues to grow. Every year, the problem of flight safety control of functioning space craft becomes sharper. It gains special attention at realization of the manned spacecraft flights. So, in MCC-M (TsUP-M), 586 warnings of violation of a safety zone around International Space Station (ISS) have been received for more than 20-years of the ISS flight, in 24 cases the avoidance maneuvers from nonfunctioning space vehicles, operational fragments of space technique and other space debris (SD) objects having been realized. In the paper, the main methods of fulfillment of avoidance maneuvers and an order of interaction of the organizations providing flight safety of the ISS are described. In the paper, the workflow of TsUP TsNII mash operative activities on supporting of avoidance from a nonfunctioning space vehicle representing a real threat for the earth remote sensing space vehicle Kanopus-V also is presented. The avoidance maneuver is executed for the first time in history of controls of space vehicles of scientific social and economic purposes (SSEP — space vehicles) of Roscosmos' orbital group.

Keywords: space debris (SD), evasive maneuvers, ISS, the corrective impulse

Dmitryi Grudin Viktorovich— head of department, d.grudin@mcc.rsa.ru

Evgenyi Melnikov Konstantinovich— leader scientist, PhD, mek@mcc.rsa.ru

ПРОБЛЕМА ЗАСОРЕНИЯ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ И ОРБИТ В ОКРЕСТНОСТЯХ ТОЧЕК ЛАГРАНЖА. ВАРИАНТ РЕШЕНИЯ ДЛЯ НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И. Д. Коваленко¹, Н. А. Эйсмонт², Л. М. Зеленый²

¹ Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН), Москва, Россия

² Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) Москва, Россия

В работе представлены варианты увода космических аппаратов с высокоэллиптических орбит и с орбит в окрестностях точек Лагранжа. Основная идея предложенного решения состоит в использовании гравитационного манёвра у Луны для малозатратного перехода с высокоэллиптической орбиты на орбиту в окрестности точки Лагранжа системы «Солнце – Земля». Далее, используя неустойчивость движения в окрестности точек Лагранжа, аппарат может быть переведён на гелиоцентрическую орбиту захоронения, позволяя осуществить близкий пролёт астероида или кометы. Задача рассматривается для научных космических аппаратов (космических телескопов и обсерваторий), на примере миссий «РадиоАстрон» и «Спектр-РГ». Предложенное решение позволяет продлить миссию и достичь более благоприятных условий для научных измерений, а при близком пролёте астероида или кометы предлагается использовать научную аппаратуру на борту или звёздные датчики для получения снимков высокого разрешения.

Ключевые слова: высокоэллиптическая орбита, увод с орбиты, гравитационный манёвр, точки Лагранжа, звёздный датчик

ВВЕДЕНИЕ

Межагентский координационный комитет по космическому мусору (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee — IADC, http://www.unoosa.org/pdf/publications/st_space_49E.pdf) устанавливает рекомендации по уводу отработавших аппаратов из охраняемых областей околоземного пространства (ОКП). Эти области включают низкие околоземные орбиты (НОО), откуда спуск аппарата в атмосферу должен быть гарантирован не позднее 25 лет после завершения миссии, и геосинхронные орбиты (ГСО), откуда аппарат должен быть переведён на орбиту захоронения выше геостационарной на 235 км. В отличие от низких и геосинхронных орбит, увод с высокоэллиптических орбит (ВЭО) и орбит в окрестностях точек Лагранжа чётко не регламентируется. Для таких миссий сценарий увода и выбор орбиты захоронения должны разрабатываться отдельно для каждой конкретной миссии.

Следуя общим рекомендациям IADC, сценарий утилизации космических аппаратов (КА) необходимо разрабатывать на этапе проектирования самой миссии. Кроме того, при наличии нескольких возможных сценариев требуется дать обоснование выбора плана утилизации.

Для КА на высокоэллиптических орбитах решением, как правило, является либо спуск аппарата в атмосферу, либо перевод аппарата на орбиту захоронения. Первый вариант является предпочтительным и может быть осуществлён в контролируемом (за счёт специальных манёвров увода с орбиты) или неконтролируемом

Коваленко Ирина Дмитриевна — науч. сотр, канд. физ.-мат. наук, irina.kovalenko@iki.rssi.ru

Эйсмонт Натан Андреевич — вед. науч. сотр, канд. техн. наук, neismont@iki.rssi.ru

Зеленый Лев Матвеевич — науч. руководитель, д-р физ.-мат. наук, академик, lzelenyi@iki.rssi.ru

(под влиянием естественных возмущений орбиты) режимах. Успешным примером реализации гарантированного спуска в атмосферу под действием соответствующего импульса и последующей эволюции орбиты является увод с ВЭО КА «Интеграл» (Armellini et al., 2015), позволивший продлить миссию на 12 лет.

Во втором варианте, если удаление с орбиты невозможно, КА необходимо перевести на орбиту захоронения с ограничением долгосрочного пребывания аппарата в областях НОО и ГСО. Кроме того, по завершении работы аппарата на его борту не должны оставаться используемые жидкости и газ, должны быть обесточены все системы. Примером данной схемы является перевод научного аппарата ХММ-Newton на орбиту, перигей которой не понижается ниже 40 000 км (Colombo, 2015).

ЭТАП ВЫВЕДЕНИЯ

Проблема утилизации КА на ВЭО появляется уже на этапе их выведения, так как разгонная ступень сама остаётся на ВЭО после выведения аппарата на заданную рабочую орбиту и отделения. Оптимальный сценарий с точки зрения выполнения требований по предотвращению засорения ОКП состоит из выведения аппарата на ВЭО с заданной высотой начального перигея с отделением после этого разгонной ступени (в районе перигея). Далее, в апогее включается двигатель ступени, понижающий перигей до высоты, обеспечивающей вход ступени в атмосферу. Перигей аппарата увеличивается за счёт включения его собственной двигательной установки или за счёт соответствующего выбора начальных параметров орбиты, обеспечивающих рост высоты перигея за счёт естественной эволюции орбиты.

Таким образом, высокоэллиптические орбиты не представляют трудностей для удаления последней ступени с целевой орбиты и практически для решения этой задачи не требуют дополнительного рабочего тела.

ПРЕДЛОЖЕНИЕ ДЛЯ НАУЧНЫХ КА

Для научных КА, функционирующих на ВЭО, в качестве области увода предлагаются орбиты в окрестности коллинеарных точек либрации системы Солнце-Земля. Перевод может осуществляться с использованием гравитационного манёвра у Луны для уменьшения затрат оставшегося топлива на борту аппарата.

Актуальность задачи

Предложенный сценарий утилизации научных КА имеет следующие преимущества:

1. Расположение в окрестностях точек Лагранжа позволяет продлить научные эксперименты на орбите и даёт возможность получить более благоприятные условия для некоторых научных экспериментов по сравнению с условиями на ВЭО. ВЭО часто используются для научных миссий, например, для космических телескопов (ХММ-Newton (Jansen et al., 2001), INTEGRAL (Winkler et al., 2003), «РадиоАстрон» (Кардашев и др., 2013)). Орбиты в окрестности точек либрации также имеют преимущества для размещения научных миссий. Коллинеарные точки L_1 и L_2 расположены на линии Солнце – Земля на расстоянии 1,5 млн км от Земли в сторону Солнца (L_1) и противоположную (L_2). Такая стабильная геометрия позволяет непрерывно наблюдать Солнце или вести мониторинг Земли с орбиты

- в окрестности L_1 (SOHO (Domingo et al., 1995), ISEE-3 (Stone et al., 1998)), а в дополнение к стабильным температурным условиям в окрестности L_2 позволяет разместить космические телескопы для непрерывного сканирования неба (Herschel, Planck, Gaia, «Спектр-РГ»).
2. Использование гравитационного манёвра у Луны позволяет уменьшить величину требуемого импульса Δv по сравнению с прямым перелётом с ВЭО на орбиту в окрестности L_1 или L_2 , сохраняя при этом возможность одноимпульсного перелёта. Такая возможность позволяет осуществить перевод КА на завершающем этапе миссии, если топлива на борту недостаточно для прямого перевода к точке либрации. Кроме того, гравитационный манёвр у Луны даёт возможность значительно расширить спектр достижимых орбит по сравнению с прямым выведением, например, для достижения заданного значения амплитуды орбиты.
 3. Коллинеарные точки Лагранжа являются точками неустойчивого равновесия (Маркеев, 1978), и удержание КА на квазипериодических орбитах в их окрестности требует дополнительных манёвров (Farquhar, 1970). Однако суммарная величина этих манёвров составляет только 1 м/с в год (из опыта предыдущих миссий). Другим преимуществом таких орбит является возможность низкочастотного перехода на гелиоцентрическую орбиту захоронения. Требуемый манёвр составляет несколько сантиметров в секунду и может быть осуществлён в любой точке орбиты (при отсутствии технических ограничений). При этом орбита захоронения может быть выбрана таким образом, что КА пролетит вблизи околоземного астероида или кометы, что может повысить значимость полученных научных результатов для миссии.

Пример проекта «РадиоАстрон»

Проект «РадиоАстрон» («Спектр-Р») был разработан Астрокосмическим центром Физического института РАН и Научно-производственным объединением им. С.А. Лавочкина. Космический аппарат был запущен 18 июля 2011 г. на ВЭО с начальным апогеем 330 тыс. км и периодом 9,5 дней. Номинальное время функционирования аппарата составляло 5 лет и позднее было продлено до 2019 г. Десятиметровый радиотелескоп на борту аппарата образует базу Земля – космос в составе с наземными станциями РСДБ (радиоинтерферометр со сверхдлинной базой). Данная схема позволила получить разрешение наблюдаемых объектов в несколько угловых миллисекунд — рекордное за всю историю астрономии (Кардашев и др., 2013). Кроме того, на борту КА находятся приборы эксперимента «Плазма-Ф» для измерения скорости потока солнечного ветра.

Исходя из научных задач миссии, было предложено рассмотреть возможности перевода аппарата на орбиту в окрестность точки либрации L_1 системы «Солнце – Земля». Во-первых, с целью увеличения базы интерферометрии за счёт большей амплитуды отклонения от плоскости эклиптики, и, следовательно, увеличения углового разрешения наблюдений. Во-вторых, для возможности непрерывного измерения потока солнечного ветра в целях эксперимента «Плазма-Ф».

Одноимпульсный перевод с замкнутой околоземной орбиты на орбиту в окрестность точки Лагранжа возможен (Eliasberg et al., 1986). Однако ограничением КА «РадиоАстрон» являлось недостаточное количество топлива на борту, позволяющее осуществить манёвры суммарной величины $\Delta v = 112$ м/с, недостаточной для прямого перевода. В связи с этим было предложено использовать гравитационный манёвр у Луны, позволяющий уменьшить требуемый импульс.

В работе (Kovalenko, Eismont, 2018) детально описан алгоритм поиска траекторий перевода аппарата с ВЭО на орбиту в окрестность точки L_1 с использованием гравитационного манёвра у Луны. Алгоритм включает следующие основные этапы:

1. Построение устойчивого многообразия траекторий, используя решение линеаризованных уравнений движения в окрестности точки Лагранжа ограниченной задачи трёх тел. Для случая «РадиоАстрона» (рис. 1) многообразии траекторий строится, исходя из требований к амплитуде орбиты по отношению к плоскости эклиптики. Далее, из многообразия выбираются те решения, которые пересекают орбиту Луны.
2. Определение орбиты фазирования. С начальной ВЭО аппарат переводится на орбиту с высотой апогея не ниже орбиты Луны. На этой промежуточной орбите аппарат может находиться до пролёта Луны несколько витков (минимум 0,5 витка).
3. Определение условий пролёта Луны (высота пролёта и наклонение гиперболической траектории) исходя из параметров отлётной и подлётной траекторий, определённых в п. 1 и 2, соответственно.
4. Коррекция траектории с использованием численного интегрирования в полной эфемеридной модели.

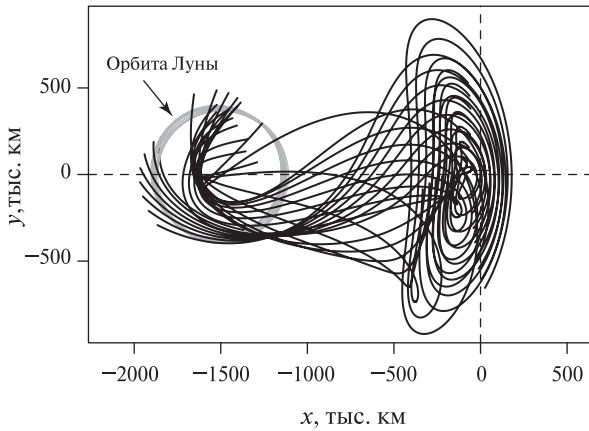


Рис. 1. Стабильное многообразие траекторий орбиты в окрестности L_1 , удовлетворяющих требованиям проекта «РадиоАстрон». Неинерциальная система координат: центр — точка L_1 , ось x совпадает с линией Солнце — Земля, ось z направлена на север эклиптики, ось y дополняет систему до правой. Показана проекция на плоскость эклиптики xy

Пример решения проиллюстрирован на рис. 2 и 3, основные характеристики даны ниже. Детальное описание примера приведено в работе (Kovalenko, Eismont, 2018). Данный пример соответствует одноимпульсному перелёту, манёвром является мгновенное приращение вектора скорости в перигее номинальной орбиты. На практике подобная схема может быть реализована с использованием большого количества манёвров.

Характеристики одноимпульсного перелёта с ВЭО в окрестность L_1 с гравитационным манёвром у Луны (к примеру на рис. 2 и 3)

Импульс в перигее номинальной ВЭО $\Delta v = 63$ м/с
Время манёвра, UTC 22 июня 2019, 01:23

Орбита фазирования:

радиус апогея 358 669 км
 период орбиты 11,18 дней
 количество витков 3,5

Гравитационный манёвр у Луны:

пролёт периселения, UTC 31 июля 2019, 06:36
 радиус периселения 2275,5 км

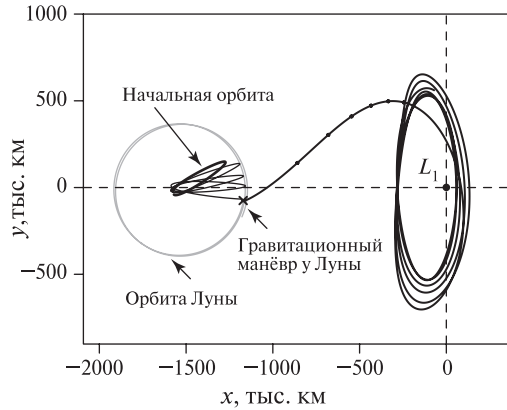


Рис. 2. Пример перелёта с номинальной ВЭО «РадиоАстрон» (начальная орбита) на орбиту в окрестность точки Лагранжа через орбиту фазирования. Неинерциальная система координат: начало отсчёта — точка L_1 , ось x совпадает с линией Солнце — Земля (барицентр системы «Земля — Луна»), ось z направлена на север эклиптики, ось y дополняет систему до правой. Показана проекция на плоскость эклиптики xy

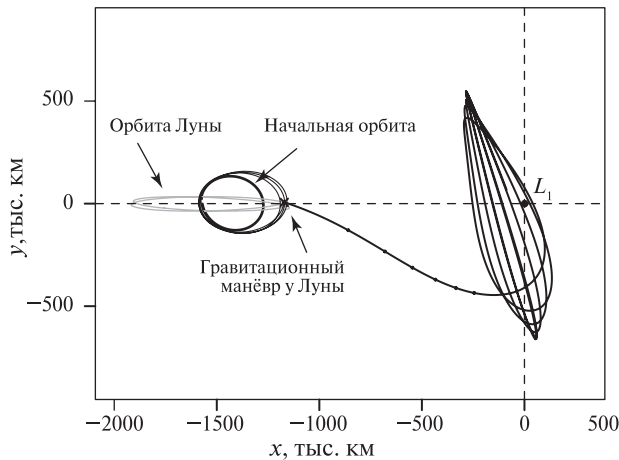


Рис. 3. Пример перелёта с номинальной ВЭО «РадиоАстрон» (начальная орбита) на орбиту в окрестность точки Лагранжа через орбиту фазирования. Неинерциальная система координат: начало отсчёта — точка L_1 , ось x совпадает с линией Солнце — Земля (барицентр системы «Земля — Луна»), ось z направлена на север эклиптики, ось y дополняет систему до правой. Показана проекция на плоскость xz , перпендикулярную эклиптике

Вариант перевода с ВЭО в окрестность точки L_1 с использованием гравитационного манёвра у Луны для КА «РадиоАстрон» был проанализирован для

возможного осуществления летом 2019 г. Предложенная схема не была принята в качестве номинального сценария увода аппарата с орбиты, так как является более сложной для реализации по сравнению со схемой спуска аппарата в атмосферу. Тем не менее, подобная схема может быть адаптирована для других научных спутников на ВЭО для перевода в окрестность точек L_1 или L_2 .

Увод космического аппарата из окрестности точки Лагранжа на гелиоцентрическую орбиту захоронения

Как упоминалось выше, коллинеарные точки Лагранжа являются точками неустойчивого равновесия, и для удержания аппарата на орбите в их ограниченной окрестности требуются соответствующие импульсы, без которых аппарат либо уходит на замкнутую орбиту вокруг Земли, либо уходит от Земли на гиперболическую траекторию, то есть попадает на гелиоцентрическую орбиту. На рис. 4 проиллюстрирован пример гелиоцентрической орбиты захоронения для КА «Спектр-РГ».

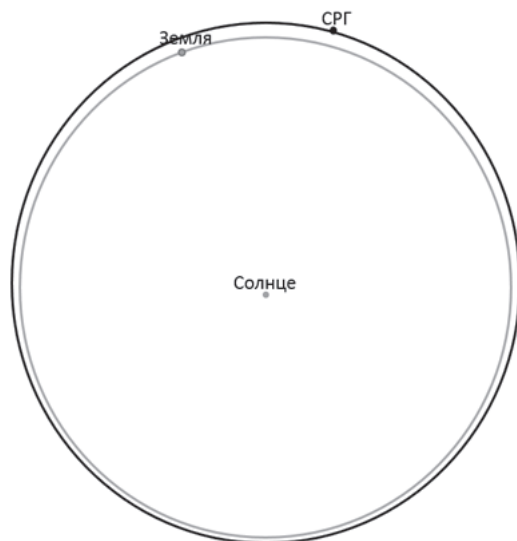


Рис. 4. Пример гелиоцентрической орбиты захоронения для КА «Спектр-РГ» (чёрная линия). Серая линия — орбита Земли

При контролируемом уводе аппарата с орбиты в окрестности точек L_1 или L_2 величина требуемого импульса составит несколько сантиметров в секунду. Кроме того, с целью расширения научных задач миссии, гелиоцентрическая орбита захоронения может быть выбрана таким образом, что аппарат пролетит вблизи астероида или кометы. Подобный сценарий увода был осуществлён КА ISEE-3, переименованном в ACE, для пролёта кометы Джакобини – Циннера (Stone et al., 1988). Выбор возможных объектов пролёта достаточно широкий: на сегодняшний день обнаружено около 20 000 околоземных астероидов и более 100 околоземных комет. Для изучения пролетаемого объекта могут быть использованы научные измерительные приборы на борту КА либо камеры звёздных датчиков. Пример фотографии поверхности Луны, сделанный звёздным датчиком КА SMART-1, приведён на рис. 5 (см. с. 189).



Рис. 5 Пример фотографии поверхности Луны, сделанный звёздным датчиком КА SMART-1 (<https://www.flickr.com/photos/europeanpaceagency/5058962709>)

Преимущество гелиоцентрической орбиты захоронения состоит в очень низкой вероятности последующего столкновения движущегося по ней объекта с Землей. Однако орбита захоронения будет в резонансе, близком к 1:1, с орбитой Земли, что гарантирует последующее сближение с Землёй, которое может произойти через несколько лет. Такое событие может также представлять интерес для выдачи команд или передачи научной информации, полученной с гелиоцентрической орбиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложен вариант увода космического аппарата с высокой эллиптической орбиты. Схема увода заключается в переводе аппарата на орбиту в окрестность солнечно-земной точки либрации L_1 или L_2 с использованием гравитационного манёвра у Луны и последующем переводе аппарата на гелиоцентрическую орбиту захоронения. Предложенный сценарий предусмотрен для научных КА на завершающих фазах эксплуатации, когда основные задачи уже выполнены и более высокий уровень риска считается приемлемым для миссии, а расположение в окрестности точек L_1 или L_2 может иметь более выгодные условия для проведения экспериментов. Преимуществом орбит в окрестности точек Лагранжа является низкий расход топлива на манёвры удержания на орбите (1 м/с в год), что может позволить продлить миссию на несколько лет и предоставить возможность последующего перевода на гелиоцентрическую орбиту захоронения не зависящим от положения на орбите импульсом. Орбита захоронения может быть выбрана таким образом, что обеспечит пролёт аппарата вблизи астероида или кометы и позволит повысить научную значимость и расширить состав задач миссии. Реализация предложенного сценария продемонстрирована на примере КА «РадиоАстрон» и «Спектр-РГ».

ЛИТЕРАТУРА

- Маркеев А. П.* Точки либрации в небесной механике и космодинамике. М.: Наука, 1978. 312 с.
- Armellin R., San-Juan J. F., Lara M.* End-of-life disposal of high elliptical orbit missions: The case of INTEGRAL // *Advances in Space Research*. 2015. V. 56(3). P. 479–493.

- Colombo C. Long-term evolution of highly-elliptical orbits: luni-solar perturbation effects for stability and re-entry // 25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 2015. P. 3117–3140.
- Domingo V., Fleck B., Poland A. I. The SOHO mission: an overview // Solar Physics. 1995. V. 162. No. 1–2. P. 1–37.
- Eliasberg P., Timokhaya T., Boyarski M. The Flight Maintenance in the Vicinity of a Libration Centre and the One-Impulse Transfer Trajectory to the Limited Orbit in this Region // 3rd Intern. Symp. Space Flight Dynamics. 1986. V. 255. P. 55–64.
- Farquhar R. W. The control and use of libration-point satellites: Technical Report. Washington, United States, 1970. 129 p.
- Jansen F., Lumb D., Altieri B. et al. XMM-Newton observatory-I. The spacecraft and operations // Astronomy and Astrophysics. 2001. V. 365. No. 1. P. L1–L6.
- Kardashev N. S., Khartov V. V., Abramov V. V. et al. “RadioAstron” — A telescope with a size of 300 000 km: Main parameters and first observational results // Astronomy Reports. 2013. V. 57. Iss. 3. P. 153–194.
- Kovalenko I., Eismont N. Final manoeuvre from highly elliptical orbit towards Lagrangian points // 2018 SpaceOps Conference. 2018. 10 p.
- Stone E. C., Frandsen A., Mewaldt R. et al. The advanced composition explorer // Space Science Reviews. 1998. V. 86. No. 1–4. P. 1–22.
- Winkler C., Di Cocco G., Gehrels N. et al. The INTEGRAL mission // Astronomy and Astrophysics. 2003. V. 411. No. 1. P. L1–L6.

SPACE DEBRIS CONTAMINATION PROBLEM IN HIGHLY-ELLIPTICAL AND LAGRANGIAN POINT ORBITS. AN OPTION FOR SCIENTIFIC SATELLITES

I. D. Kovalenko¹, N. A. Eismont², L. M. Zelenyi²

¹ Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN)

² Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The paper presents an end-of-life disposal option of spacecraft in high elliptical and Lagrangian point orbits. The main idea of the proposed solution is to make use of a lunar gravity assist in order to perform a low-cost transfer from a high elliptical orbit into an orbit in the vicinity of a Lagrangian point of the Sun-Earth system. Then, using the non-stability of motion in the vicinity of Lagrangian points, the spacecraft can be easily disposed into a heliocentric graveyard orbit, enabling a flyby of an asteroid or a comet. The problem is considered for scientific spacecraft (space telescopes and observatories), in particular for RadioAstron and Spektr-RG as test-cases. The proposed option allows to extend the mission, while achieving more favourable conditions for scientific measurements, and during the flyby of an asteroid or a comet we propose to use on-board scientific instruments or star trackers in order to make high-resolution pictures.

Keywords: high elliptical orbit, end-of-life disposal, gravity assist, Lagrangian points, star tracker

Kovalenko Irina Dmitrievna — researcher, PhD, irina.kovalenko@iki.rssi.ru

Eismont Natan Andreevich — leading researcher, PhD, neismont@iki.rssi.ru

Zelenyi Lev Matveevich — scientific director, doctor of science, academician, lzelenyi@iki.rssi.ru

АДАПТИВНАЯ ОПТИКА ДЛЯ ЗАДАЧ УНИЧТОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А. В. Кудряшов, А. Л. Рукосуев

Институт динамики геосфер Российской академии наук (ИДГ РАН), Москва, Россия

Рассматривается применение методов и средств адаптивной оптики в задаче уничтожения космического мусора излучением мощного лазера наземного базирования. Атмосферная турбулентность и аэрозольные частицы, присутствующие в атмосфере Земли, ухудшают качество излучения, достигающего космического мусора. Адаптивная оптическая система, интегрированная с мощным лазером, вносит предискажения в волновой фронт лазера, способствуя концентрации большей мощности на фрагментах космического мусора. В данной статье акцент делается на обеспечение частотных характеристик адаптивной оптической системы.

Ключевые слова: космический мусор, адаптивная оптическая система, деформируемые зеркала, программируемая логическая интегральная схема ПЛИС

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, в связи с продолжающимися запусками космических аппаратов (КА) и выходом из строя уже запущенных, космическое пространство заполняется различным мусором — это и отработанные ступени ракет, и обломки спутников, и различные мелкие фрагменты, которые продолжительное время остаются на своих орбитах. Одним из способов очистки области космического пространства, соответствующей невысоким орбитам (высотой до 700–800 км), является использование излучения мощного лазера наземного базирования для изменения траектории движения мелких (10...20 см) обломков (Апполонов, 2013). Расположение лазера на земной поверхности, в отличие от систем космического базирования, позволяет использовать лазеры мегаваттного уровня. Однако при таком расположении лазерной установки доставка излучения на орбиту требует прохождения различных слоёв атмосферы, подверженной возмущающему воздействию турбулентности и разнообразных аэрозольных частиц. Это приводит к рассеянию лазерного пучка и, как следствие, снижению мощности излучения, достигающего космического мусора. Для исправления такой ситуации предлагается использовать методы и средства адаптивной оптики для воздействия на волновой фронт лазерного излучения с тем, чтобы улучшить качество пучка, достигающего цели. Один из возможных вариантов использования системы представлен на рис. 1 (см. с. 192).

С помощью опорного лазера на высоте примерно 70 км зажигается искусственная звезда, излучение которой проходит сквозь турбулентную атмосферу и поступает на датчик волнового фронта системы. На основании измеренных искажений волнового фронта формируются управляющие напряжения, которые необходимо приложить к актюаторам зеркала, чтобы внести предискажения в основной лазерный луч. Искусственная звезда может рассматриваться как точечный источник, поэтому искажения волнового фронта, измеренные датчиком, будут соответствовать искажениям, вносимым атмосферной турбулентностью. Выставив поверхность деформируемого зеркала в соответствие с этими искажениями, т. е. внося предискажения в волновой фронт мощного излучения, можно ожидать улучшения фокусировки на цели.

Кудряшов Алексей Валерьевич — зав. лаб., д-р физ.-мат. наук, проф., kud@activeoptics.ru
Рукосуев Алексей Львович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, alru@activeoptics.ru



Рис. 1. Использование адаптивной оптической системы в задаче борьбы с космическим мусором

ОЦЕНКА ТРЕБОВАНИЙ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫХ К АДАПТИВНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ

Основным возмущающим фактором, воздействующим на мощный лазерный луч, является атмосферная турбулентность. Параметры турбулентности для вертикальной и наклонной трассы можно оценить по следующим формулам. Радиус когерентности Фрида:

$$r_0 = \left(0,432k^2 \cdot \sec(\gamma) \right) \cdot \left(\int C_n^2(h) dh \right)^{-3/5}.$$

Частота Гринвуда:

$$f_G = \frac{0,43V}{r_0}.$$

Структурная константа коэффициента преломления:

$$C_n^2 = (10^{-13} \dots 10^{-17}) \text{ м}^{-2/3},$$

где γ — угол наклона трассы; $k = 2\pi/\lambda$ — волновое число; V — скорость ветра.

Для длины волны 1 мкм можно получить следующие значения: радиус Фрида изменяется от 6 см до 2,5 м, скорость ветра обычно находится в пределах 0,3...25 м/с, что даёт частоту Гринвуда от 10 до 180 Гц. Поскольку адаптивная оптическая система, основанная на ПЗС (прибор с зарядовой связью, *англ.* CCD — Charge-Coupled Device) или КМОП-камере (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник, *англ.* CMOS — complementary metal-oxide-semiconductor), является дискретной, частота кадров в такой системе должна быть как минимум в 10 раз выше, чем частота Гринвуда. Таким образом, требуемая частота работы системы составляет от 100 до 1800 кадров в секунду.

Поскольку предполагается вносить предкоррекцию в волновой фронт мощного лазерного пучка, другим, не менее важным, требованием является достаточная лучевая стойкость деформируемого зеркала.

СТРУКТУРА АДАПТИВНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

На рис. 2 представлена структура адаптивной оптической системы, используемой для коррекции излучения мощного лазера.

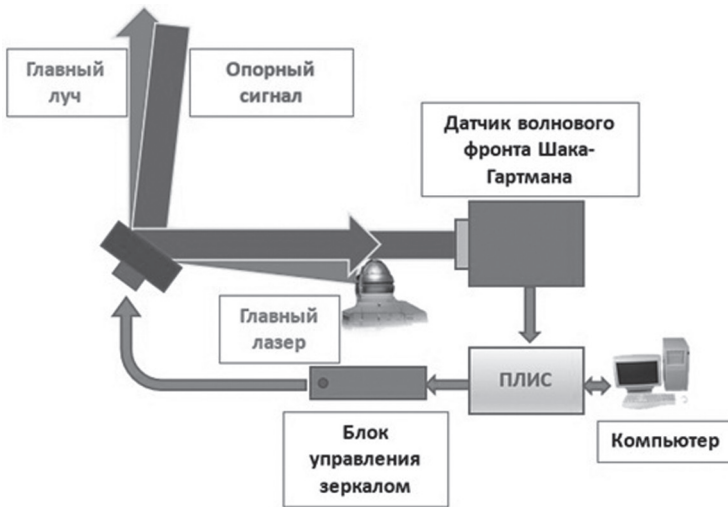


Рис. 2. Структурная схема адаптивной оптической системы

Опорный сигнал, пришедший от искусственной звезды и содержащий информацию об искажениях, вносимых турбулентностью, отражается от деформируемого зеркала и направляется в датчик волнового фронта типа Шака – Гартмана. Изображение с датчика принимается с помощью ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема), она же вычисляет набор управляющих напряжений, которые необходимо приложить к зеркалу для коррекции искажений. Блок управления зеркалом усиливает напряжения до требуемой величины и обеспечивает загрузку каналов зеркала. Компьютер в данной схеме выполняет лишь контролирующую роль, обеспечивая управление работой системы.

ДЕФОРМИРУЕМОЕ ЗЕРКАЛО

Важнейшим элементом любой адаптивной оптической системы является деформируемое зеркало. Исходя из требований к адаптивной оптической системе, корректирующей волновой фронт мощного лазерного излучения, к деформируемому зеркалу предъявляются требования лучевой стойкости, достаточного быстродействия и высокого пространственного разрешения. Лучевую стойкость можно обеспечить, используя охлаждаемое деформируемое зеркало. Пример такого зеркала показан на рис. 3 (см. с. 194) (Kudryashov et al., 2018, 2019).

Актюаторы зеркала заключены в корпус из металла, хорошо проводящего тепло. Одна из сторон корпуса актюатора приклеена к отражающей поверхности

зеркала, другая сторона имеет резьбовое соединение и вворачивается в массивное металлическое основание, которое охлаждается с помощью жидкости. Основные параметры зеркала представлены в табл. 1 (рис. 4).

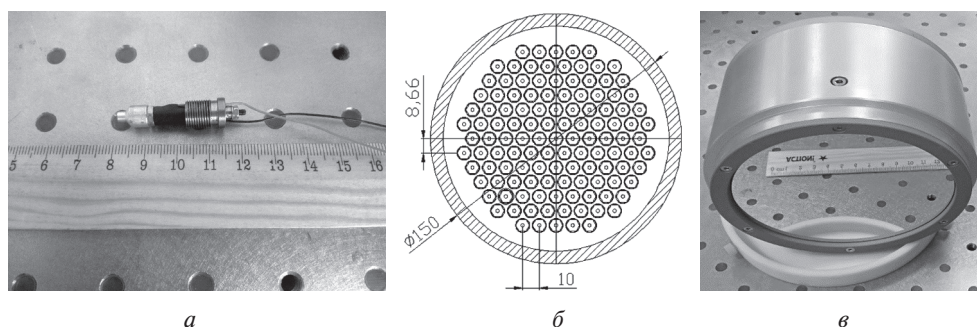


Рис. 3. Охлаждаемое деформируемое зеркало на толкателях: а — конструкция толкателя; б — расположение актюаторов; в — фотография зеркала

Таблица 1. Основные параметры деформируемого зеркала

Число актюаторов	121
Диапазон управляющих напряжений	-20...+180 В
Покрытие	Многослойное диэлектрическое
Чистая апертура	120 мм
Материал подложки	Кремний
Толщина подложки	1,6 мм
Лучевая стойкость	20 кВт·см ⁻²
Частота первого резонанса	18,3 кГц



Рис. 4. Амплитудно-частотная характеристика деформируемого зеркала

ДАТЧИК ВОЛНОВОГО ФРОНТА

В качестве датчика волнового фронта в быстрой адаптивной оптической системе целесообразно использовать датчик волнового фронта типа Шака – Гартмана. К его достоинствам можно отнести: возможность быстрого анализа волнового фронта, лёгкость использования и настройки, слабую чувствительность к изменениям интенсивности и вибрациям, невысокую стоимость. Поскольку частота

работы адаптивной системы может достигать 1,8 кГц, датчик волнового фронта должен обеспечивать соответствующее быстродействие. Для такой задачи вполне подходит датчик, основанный на скоростной камере KaYa JetCam 19. Основные параметры датчика представлены в табл. 2. К несомненным достоинствам можно отнести и то, что в комплекте вместе с камерой поставляется фрейм-граббер с установленной микросхемой ПЛИС Arria V фирмы Altera. Камера передаёт данные на фрейм-граббер по волоконно-оптическому кабелю, пропускная способность приёмника формата QSFP составляет 40 Гбит/с. Также фрейм-граббер имеет четыре гнезда для подключения модулей расширения формата SFP с пропускной способностью до 10 Гбит/с.

Таблица 2. Основные параметры датчика волнового фронта

Камера	КАYA JetCam 19
Спектральный диапазон	350...1100 нм
Динамический диапазон (наклоны)	$\pm 50\lambda$
Точность измерений (СКО)	$\lambda/120$
Фрэйм-граббер	КАYA Komodo Fiber
Частота кадров	2400 кадр/с при разрешении 1920×1080 ~ 4000 кадр/с при разрешении 480×480
Интерфейс	Оптоволокно
Фокусное расстояние линзового раstra	12 мм
Число рабочих субапертур	20×20
Входной зрачок	4,8×4,8 мм
Разрешение по интенсивности	8 бит
Масса	1260 г

Для реализации алгоритма коррекции необходимо перепрограммировать ПЛИС и обеспечить связь с блоком управления деформируемым зеркалом и компьютером с помощью модулей расширения SFP.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПЛИС В ЗАДАЧЕ КОРРЕКЦИИ ВОЛНОВОГО ФРОНТА

Использование обычного персонального компьютера (ПК) для реализации алгоритма замкнутой системы коррекции волнового фронта не позволяет решить задачу, поскольку ПК в силу своей многозадачности и использования множества интерфейсов может обеспечить быстродействие только до 700–800 кадр/с. Для ускорения работы системы требуется использование специального вычислителя, который тесно взаимодействует как с датчиком волнового фронта, так и с блоком управления деформируемым зеркалом, уменьшая все возможные задержки. Наиболее привлекательна реализация спецвычислителя на основе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) или, более детально, программируемой пользователем вентильной матрицы (ППВМ). Современные ПЛИС имеют большой объём, достаточный как для реализации алгоритма коррекции волнового фронта, так и для взаимодействия с датчиком волнового фронта и блоком управления деформируемым зеркалом в реальном масштабе времени. Функциональная схема использования ПЛИС представлена на рис. 5 (см. с. 196).



Рис. 5. Функциональная схема ПЛИС в задаче коррекции волнового фронта

Изображение от датчика волнового фронта поступает в ПЛИС по оптоволоконному интерфейсу с пропускной способностью 40 Гбит/с. Особенностью работы ПЛИС является возможность обработки части изображения, поступившего к текущему моменту. По мере того, как камера приняла первые строки изображения, содержащие первый ряд фокальных точек, ПЛИС начинает рассчитывать их координаты и заполнять соответствующие позиции в матрице расчёта вектора напряжений. В результате, как только ПЛИС принимает полностью кадр изображения, необходимые напряжения для коррекции оказываются вычисленными. Временная диаграмма работы системы имеет вид (рис. 6).

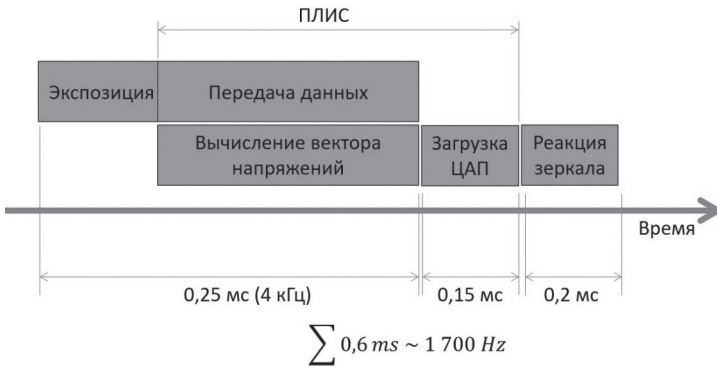


Рис. 6. Временная диаграмма работы системы с ПЛИС

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для отработки адаптивной оптической системы была собрана лабораторная установка, включающая в себя генератор турбулентности, имитирующий атмосферную турбулентность, деформируемое зеркало для исправления искажений волнового фронта, датчик волнового фронта, ПЛИС и управляющий компьютер (рис. 7, см. с. 197).

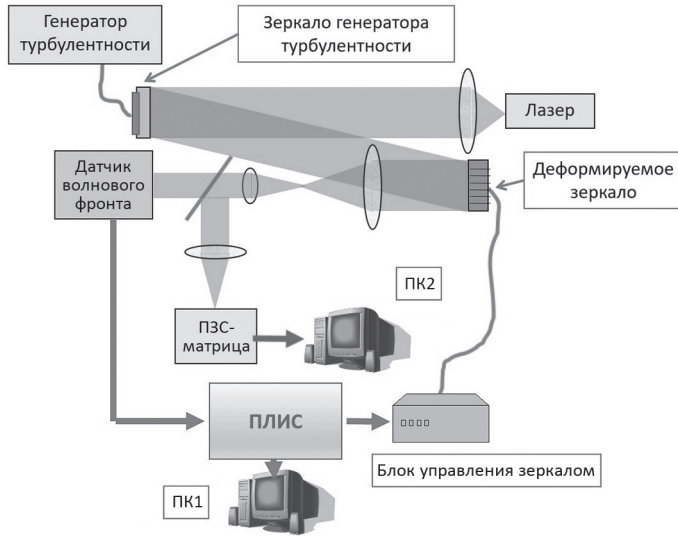


Рис. 7. Схема экспериментальной установки

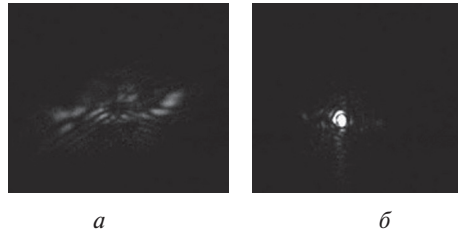


Рис. 8. Распределение интенсивности в дальней зоне до и после коррекции

В результате работы системы качество фокусировки лазерного пучка на мишени улучшается, что подтверждается распределением интенсивности излучения в фокусе линзы до коррекции (рис. 8а) и после неё (рис. 8б).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Моделирование, проведённое на представленной установке, показало, что быстродействия ПЛИС вполне достаточно для вычисления вектора напряжений параллельно с передачей кадра изображения. Дальнейшее увеличение быстродействия возможно при использовании ПЛИС непосредственно с матрицей КМОП. Данная адаптивная система успешно использовалась в составе телескопа для коррекции фазовых флуктуаций в атмосфере при передаче и фокусировки лазерного излучения на расстояния порядка 1 км вдоль поверхности земли (горизонтальное распространение) в Японии, Южной Корее и Китае.

ЛИТЕРАТУРА

Аполлонов В. В. Уничтожение космического мусора и объектов естественного происхождения лазерным излучением // Квантовая электроника. 2013. Т. 43. № 9. С. 890–894.

Kudryashov A., Rukosuev A., Samarkin V., Sheldakova J., Toporovsky V. Water-cooled stacked-actuator deformable mirror for high CW power laser beam correction // Proc. SPIE. 2018. V. 10772. id. 107720U. 11 p.

Kudryashov A., Rukosuev A., Samarkin V., Sheldakova J., Toporovsky V. Wide aperture high resolution stacked-actuator deformable mirror for high power laser beam correction // Proc. SPIE. 2019. V. 10898. id. 1089809.

ADAPTIVE OPTICS FOR SPACE DEBRIS DESTRUCTION TASKS

A. V. Kudryashov, A. L. Rukosuev

Institute of geosphere dynamics of the Russian Academy of Sciences (IDG RAS), Moscow, Russia

The use of adaptive optics in the problem of destruction of space debris by radiation from a high-power ground-based laser is considered. Atmospheric turbulence and aerosol particles present in the Earth atmosphere degrade the quality of radiation reaching space debris. An adaptive optical system integrated with a high-power laser introduces distortion into the wavefront of the laser, helping to concentrate more power on fragments of space debris. This article focuses on providing frequency characteristics of an adaptive optical system.

Keywords: Space debris, adaptive optical system, deformable mirrors, field-programmable gate array (FPGA)

Kudryashov Alexey Valeryevich — head of the laboratory, doctor of physical and mathematical sciences, professor, kud@activeoptics.ru

Rukosuev Alexey Lvovich — senior researcher, PhD, alru@activeoptics.ru

СХЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ЛАЗЕРОВ ДЛЯ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

И. И. Кузнецов, И. Б. Мухин, И. Л. Снетков, О. В. Палашов

Институт прикладной физики Российской академии наук (ИПФ РАН)
Москва, Россия

В работе представлены схемы лазерных установок, которые могут быть размещены на Международной космической станции для удаления объектов космического мусора. Схемы лазеров основаны на когерентном сложении излучения усилительных каналов. Рассмотрены и сопоставлены различные архитектуры каналов, включая полностью волоконную, где в оконечном усилителе используются волокна с большим диаметром сердцевины, а также гибридную волоконно-твердотельную, где на последнем каскаде применяются уникальные усилители на основе «тонкого конического стержня». Разработан экспериментальный стенд для измерения коэффициента реактивной отдачи и проведена первая серия экспериментов.

Ключевые слова: лазерное удаление космического мусора, лазерная абляция, твёрдотельные лазеры с диодной накачкой, когерентное сложение лазерных импульсов, коэффициент реактивной отдачи

ВВЕДЕНИЕ

Теоретическое моделирование эволюции объектов космического мусора (КМ) показывает, что при любых сценариях количество КМ-объектов в околоземном космическом пространстве (ОКП) будет только расти, а их средний размер уменьшаться. Увеличение количества некаталогизированных объектов приведёт к возрастанию риска ведения космической деятельности. В связи с этим научные коллективы и коммерческие компании многих стран приступили к разработке методов очистки околоземных орбит. Все методы очистки можно разделить на две группы: пассивные и активные. Пассивные методы подразумевают установку на действующих космических аппаратах (КА) систем, которые обеспечат их увод на орбиту захоронения либо спуск в атмосферу Земли по окончании срока службы. Данный подход позволяет предотвратить появление новых объектов КМ, но неприменим к уже существующим. Активные методы подразумевают внешнее воздействие на КМ, за счёт которого также осуществляется увод объекта с орбиты. По способу воздействия активные методы можно классифицировать на контактные и бесконтактные. Идея контактных методов заключается в отправке в космос непилотируемого спутника, вооружённого манипулятором (сеть, тросом, гарпуном) для механического захвата объектов КМ. Такие способы опасны, поскольку стыковка с неуправляемым объектом на сегодняшний день является сложной задачей, поэтому аварии весьма вероятны, а даже незначительный процент аварий может привести к образованию большего количества КМ. Данных недостатков лишены бесконтактные методы, которые подразумевают направленное перемещение объекта КМ от его первоначальной орбиты воздействием на объект ионным или лазерным пучком или посредством электростатического поля. Особое место среди бесконтактных методов занимает лазерное воздействие,

Кузнецов Иван Игоревич — науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, kuznetsov@ipfran.ru

Мухин Иван Борисович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, mib_1982@mail.ru

Снетков Илья Львович — науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, snetkov@appl.sci-nnov.ru

Палашов Олег Валентинович — зав. отделом, канд. физ.-мат. наук, palashov@appl.sci-nnov.ru

которое за счёт малой расходимости лазерного пучка позволяет воздействовать на объекты с существенно большего расстояния и говорить о применении лазеров как наземного, так и космического базирования. Лазер наземного базирования обладает рядом неоспоримых преимуществ: простота эксплуатации, ремонтно-пригодность, отсутствие ограничений по массе, габаритам, энергопотреблению и т. п. Тем не менее, в последние годы в качестве альтернативы рассматривается возможность базирования лазерной установки непосредственно на околоземной орбите, что связано с двумя факторами. Во-первых, размещение лазерного источника на орбите позволяет достичь важных преимуществ: в сотни раз уменьшить расстояние до объектов КМ; избежать оптических искажений излучения при его прохождении через атмосферу Земли; использовать лазерное излучение предельно короткой длительности, что позволяет значительно уменьшать энергию в импульсе, сохраняя пиковую мощность излучения. По этим причинам снижаются требования к параметрам лазерной системы и её сложность. Во-вторых, развитие лазерных технологий на сегодняшний день достигло такого уровня, что становится возможным создание высокомоощных, высокоэффективных компактных лазеров и их размещение в ОКП. Сегодня единственной площадкой, на которой технически возможно размещение высокомоощного орбитального лазера является Международная космическая станция (МКС).

ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ ОРБИТАЛЬНОГО ЛАЗЕРА

Оценим требуемые характеристики излучения орбитального лазера для очистки ОКП. Изменение траектории объекта КМ при облучении его лазером производится благодаря возникновению реактивной силы при абляции материала с поверхности. Для количественной оценки эффективности преобразования оптической энергии в механический импульс вводят коэффициент реактивной отдачи (C_m), который определяется как отношение механического импульса, переданного объекту, к энергии лазерного импульса. Согласно работе (Phipps et al., 2017), существует оптимальный поток энергии излучения, для которого коэффициент отдачи максимален, что обусловлено режимом абляции, в котором уже происходит активное испарение вещества, однако ещё не формируется плотная плазма, отражающая лазерное излучение. Величина оптимального потока энергии зависит от материала облучаемой поверхности, а также от длительности лазерных импульсов. Исследования показывают, что уменьшение длительности импульсов до 100 пс приводит к уменьшению оптимального потока, а в области менее 100 пс оптимальный поток от длительности не зависит. Оптимальный поток энергии для алюминия при длительности импульсов 100 пс составляет порядка 1 Дж/см². К наиболее опасным объектам КМ сегодня можно причислить частицы размером от 1 до 10 см. Они, с одной стороны, слишком малы, чтобы обеспечить их наблюдение с Земли и каталогизацию, а с другой — достаточно велики, чтобы разрушить механическую защиту КА. Необходимая суммарная энергия излучения для удаления таких объектов с орбиты МКС составляет 100 кДж (Anselmo, Pardini, 2010). При этом диаметр пучка на объекте должен составлять не более 1 см, чего можно добиться на удалении до 10 км при использовании телескопа апертурой 2,5 м. Поэтому если ориентироваться на объекты, находящиеся вблизи МКС с близкими скоростями (± 1 км/с), то необходимо успеть произвести облучение мишени в течение не более 10 с. Таким образом, орбитальный лазер должен облучать объект в течение десяти секунд 100-пс импульсами с энергией 1...2 Дж и частотой следования 10...5 кГц. Средняя мощность излучения при этом составляет 10 кВт, что при электрическом КПД 20 % соответствует 50 кВт электрической мощности, т. е. всей электрической мощности МКС. Однако лазер не должен работать непрерывно,

а по мере обнаружения объектов. Если, например, паузы между выстрелами будут составлять 200 с, то интегрально лазер будет потреблять лишь 5 % энергии МКС. Между выстрелами энергия может запасаться аккумуляторами.

СХЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ЛАЗЕРОВ

Одна из наиболее перспективных, на наш взгляд, концепций лазерного удаления КМ, предложенная в работе (Ebisuzaki et al., 2015), основана на трёх ныне действующих проектах: МКС, где планируется разместить оборудование; EUSO (Extreme Universe Space Observatory, Космическая обсерватория по исследованию Вселенной, Япония) (Takahashi et al., 2009) — детектор космических лучей с зеркальным телескопом апертурой 2,5 м, который может быть использован для задач обнаружения и сопровождения объектов КМ, а также для фокусировки лазерного излучения; XCAN (Coherent Amplification Network) (Soulard et al., 2015) — лазер с большой средней и пиковой мощностью, основанный на параллельном усилении лазерных импульсов в большом количестве (до 10 000) волоконных каналов с последующим их когерентным сложением в дальней зоне. Применение исключительно волоконных технологий имеет ряд неоспоримых преимуществ: стабильность, надёжность, слабая чувствительность к внешним условиям (температура, вибрация и др.). Однако энергия импульсов в типичных одномодовых волокнах ограничена на уровне долей миллиджоуля нелинейными эффектами. В специальных волокнах с большим диаметром моды она может достигать миллиджоулевого уровня, однако такие волокна сложны в изготовлении, требуют дополнительной юстировки и потому частично теряют преимущества традиционных волокон. Когерентное сложение большого количества каналов также является серьёзной проблемой. На сегодняшний день удалось экспериментально реализовать суммирование лишь 19 каналов в фемтосекундном режиме работы (Le Dortz et al., 2017) и 64 каналов в непрерывном режиме (Bourderionnet, 2011).

Альтернативой полностью волоконному лазеру с огромным количеством каналов является гибридный волоконно-твёрдотельный лазер, где каждый волоконный канал оканчивается твёрдотельным усилителем, который способен работать при значительно большей энергии. Оконечный твёрдотельный усилитель должен быть надёжным и стабильным, работать при высокой средней мощности и большой энергии импульсов. Перспективным решением является усилитель на основе кристалла Yb:YAG с диодной накачкой геометрии «тонкого стержня» или монокристаллического волокна (Zaouter et al., 2011). Активный элемент усилителя представляет собой стержень диаметром <1 мм и длиной 3...4 см (рис. 1).

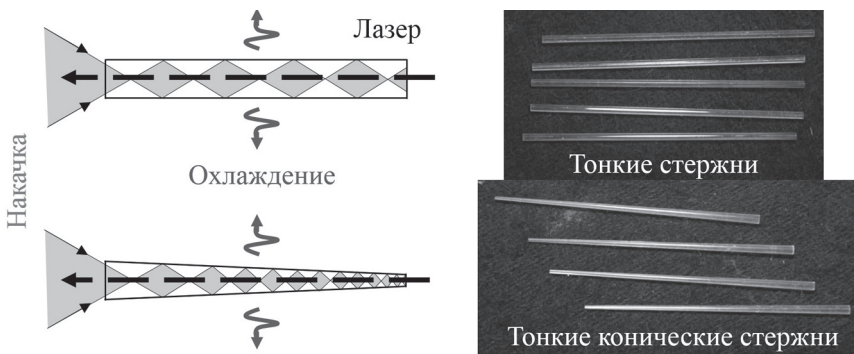


Рис. 1. Схема и фотография тонкого стержня и тонкого конического стержня

Излучение накачки заводится в него с торца и распространяется волноводным образом, многократно отражаясь от боковой поверхности. Лазерное же излучение проходит сквозь элемент свободно, без отражений. Таким образом, «тонкий стержень» является чем-то средним между стержневым активным элементом и волоконным. Благодаря большей, чем у волокна апертуре, он позволяет значительно увеличить энергию в импульсе, сохраняя высокую среднюю мощность за счёт эффективного теплоотвода с боковой поверхности благодаря меньшему, чем у стержня, диаметру. В Институте прикладной физики Российской академии наук (ИПФ РАН) предложен и разработан новый дизайн тонкостержневого усилителя на основе «тонкого конического стержня» (Kuznetsov et al., 2016). Он представляет собой стержень с линейно зависимым от длины диаметром, в который излучение накачки заводится со стороны большего торца, а лазерное излучение — со стороны меньшего. Излучение накачки по мере распространения в стержне поглощается, а диаметр стержня уменьшается, что позволяет получить равномерное распределение инверсной населённости на всей длине стержня. Лазерное же излучение, напротив, по мере распространения усиливается, а диаметр стержня увеличивается, что позволяет достигнуть более эффективного извлечения энергии. Благодаря интегрально меньшему диаметру при равной выходной апертуре конический стержень менее подвержен тепловым эффектам, чем цилиндрический. На сегодняшний день экспериментально продемонстрировано усиление сигнала в «тонком коническом стержне» до средней мощности 70 Вт и энергии импульсов более 2 мДж. Расчёты показывают, что использование более мощного источника накачки позволит увеличить выходную мощность до 200 Вт при выходной энергии 40 мДж. При этом остро встаёт проблема оптического пробоя выходного торца активного элемента. Стандартные многослойные диэлектрические покрытия не способны выдержать требуемый поток энергии. Решением данной проблемы может быть полировка выходного торца под угол Брюстера либо просветление поверхности за счёт микроструктурирования поверхности. Принципиальная схема гибридного орбитального лазера представлена на рис. 2.

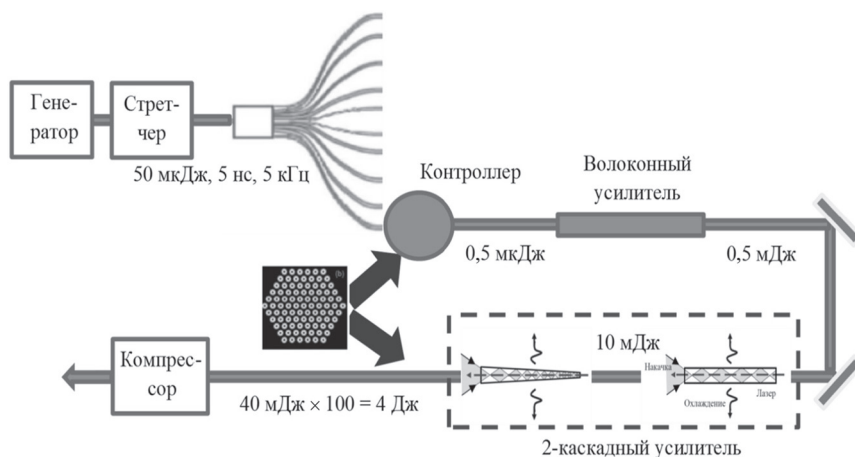


Рис. 2. Принципиальная схема гибридного орбитального лазера

Излучение волоконного пикосекундного генератора поступает на стретчер и делится на 100 каналов. Излучение в каждом канале после пьезооптического контроллера усиливается последовательно в волоконном усилителе (в 1000 раз, до энергии в импульсе 0,5 мДж) и в двухкаскадном твёрдотельном усилителе.

В последнем усилении происходит также последовательно: вначале в активных элементах (АЭ) геометрии «тонкий стержень» до энергии 10 мДж, затем в АЭ геометрии «тонкий конический стержень» до энергии 40 мДж. Далее излучение 100 каналов с энергией фазировается (контроллером при помощи обратной связи). После компрессора излучение с частотой следования импульсов 5 кГц длительностью не более 100 пс и энергией 2...2,5 Дж может фокусироваться на объект КМ. Другим перспективным вариантом оконечного усилителя является дисковый. В настоящее время в ИПФ РАН разрабатываются различные усилительные модули на дисковых элементах из кристалла Yb:YAG, а также из перспективной керамики Yb:Y₂O₃.

ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА РЕАКТИВНОЙ ОТДАЧИ

Как уже говорилось ранее, для количественной оценки эффективности преобразования оптической энергии в механический импульс вводят коэффициент реактивной отдачи C_m , который определяется как отношение механического импульса, переданного объекту, к энергии лазерного импульса. Важнейшей задачей является экспериментальное исследование значений данного коэффициента для различных материалов в различных режимах работы лазерной системы. Измерение данной величины может быть осуществлено с помощью маятника. Для этого мишень, имитирующую КМ, закрепляют на подвесе, облучают её и по амплитуде отклонения от состояния равновесия находят переданный ей импульс. В ИПФ РАН разработан измерительный стенд (рис. 3) и проведена первая серия экспериментов.

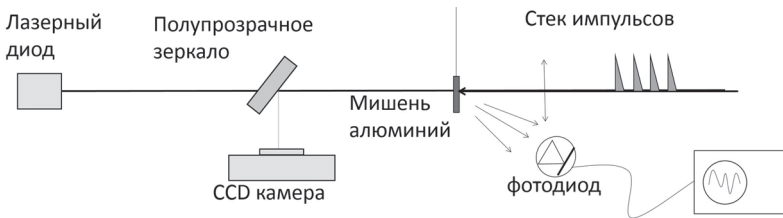


Рис. 3. Схема экспериментального стенда для измерения коэффициента реактивной отдачи C_m

Использовался маятник на жёстком подвесе, обладающий довольно низкой добротностью. Это необходимо, чтобы минимизировать вибрации в системе. Масса подвеса составляла ~0,1 г, длина подвеса — 100 мм, а масса мишени ~0,1 г. Облучение производилось последовательностью импульсов длительностью 1 нс с частотой повторения 6 кГц, что приближено к параметрам орбитальной лазерной системы. Энергия каждого импульса в стек составляла 0,7 мДж, а диаметр пучка на мишени 100 мкм, что соответствует потоку энергии 9 Дж/см². Этот поток значительно превышает значение, соответствующее максимуму коэффициента реактивной отдачи, и позволит измерить зависимость коэффициента от потока энергии в широком диапазоне при уменьшении потока. Формирование последовательности импульсов осуществлялось механическим затвором, представляющим собой ширму со щелью, которая перекрывала пучок. При срабатывании затвора щель пролетала в поперечном направлении через пучок, пропуская несколько импульсов. Количество импульсов можно варьировать, меняя размер щели. Для контроля количества импульсов в последовательности напротив

мишени ставился фотодиод. Для измерения угла отклонения маятника с обратной стороны на мишень пускался пробный лазерный луч, который после отражения от мишени и полупрозрачного зеркала попадал на камеру. По отклонению пучка на камере, зная все размеры в системе, определялся угол отклонения маятника.

Проведено несколько серий измерений, результаты которых представлены на рис. 4. В каждой серии варьировалось количество импульсов в последовательности.

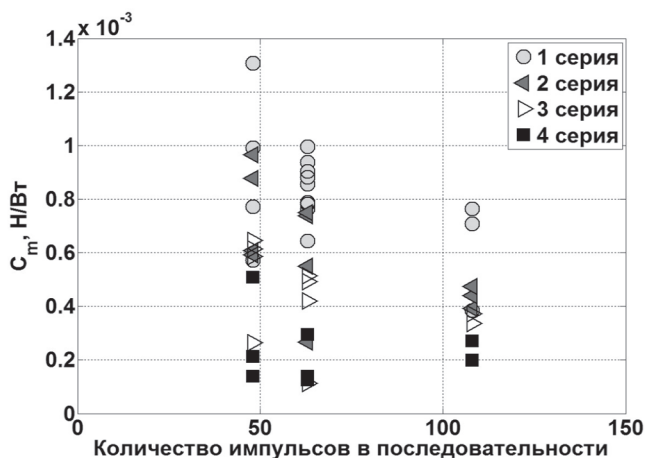


Рис. 4. Результаты четырёх серий измерений коэффициента реактивной отдачи в зависимости от количества импульсов в последовательности

Значения C_m оказались выше, чем в литературе (Phipps et al., 2017), что связано с неточным измерением массы и момента инерции маятника и требует использования более прецизионных весов. Однако, несмотря на это, взаимоотношение полученных результатов позволяет нам сделать некоторые выводы. Из графика видно, что увеличение количества импульсов в последовательности приводит к уменьшению коэффициента реактивной отдачи. Кроме этого, коэффициент спадает от первой серии экспериментов к последней. Это является следствием так называемого выгорания мишени из-за взаимодействия с воздухом. Чтобы приблизить условия эксперимента к космическим, планируется поместить маятник в вакуумную камеру.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены схемы лазерных установок, которые могут быть размещены на МКС для решения задачи удаления объектов космического мусора. Схемы лазеров основаны на когерентном сложении излучения многих усилительных каналов. Рассмотрены и сопоставлены различные архитектуры каждого канала, включая полностью волоконную, а также гибридную волоконно-твёрдотельную. Применение исключительно волоконных технологий, имеющих ряд неоспоримых преимуществ, вынуждает делать огромное количество каналов (до 10 000). Для уменьшения этого числа предлагается в качестве оконечных усилителей использовать уникальную разработку ИПФ РАН — усилитель на «тонком коническом стержне», который позволяет эффективно усиливать лазерное излучение с большей энергией и средней мощностью. На сегодняшний день такие усилители

продемонстрировали работу на средней мощности выше 70 Вт и при энергии импульсов 2 мДж. В ближайшее время будет активно решаться проблема оптического пробоя торцов усилителя, что позволит масштабировать выходные параметры до требуемых (200 Вт, 40 мДж). Представлена гибридная схема лазера со 100 каналами и параметрами, достаточными для удаления КМ. Разработан экспериментальный стенд для измерения коэффициента реактивной отдачи — важнейшей характеристики для задачи лазерного удаления КМ, характеризующей эффективность преобразования оптической энергии в механический импульс. Первая серия экспериментов показала сильный эффект выгорания мишени, который приводит к уменьшению измеряемого коэффициента при последовательном облучении большим количеством импульсов. Эффект связан с взаимодействием с окружающей средой, и для решения этой проблемы в ближайшее время стенд будет реконструирован и мишень будет помещена в вакуумную камеру.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 18-32-20124 и 18-32-00117).

ЛИТЕРАТУРА

- Anselmo L., Pardini C* Long-term dynamical evolution of high area-to-mass ratio debris released into high earth orbits // *Acta Astronautica*. 2010. V. 67. P. 204–216.
- Bourderionnet J.* Collective coherent phase combining of 64 fibres // *Optics Express*. 2011. V. 19. P. 18.
- Ebisuzaki T., Quinb M. N., Wada S.* et al. Demonstration designs for the remediation of space debris from the International Space Station // *Acta Astronautica*. 2015. V. 112. P. 102–113.
- Kuznetsov I., Mukhin I., Palashov O.* et al. Thin-tapered-rod Yb:YAG laser amplifier // *Optics Letters*. 2016. V. 41. P. 5361–5364.
- Le Dortz J., Heilmann A., Antier M.* et al. Highly scalable femtosecond coherent beam combining demonstrated with 19 fibers // *Optics Letters*. 2017. V. 42. P. 1887–1890.
- Phipps C. R., Boustie M., Chevalier J.-M.* et al. Laser impulse coupling measurements at 400 fs and 80 ps using the LULI facility at 1057 nm wavelength // *J. Applied Physics*. 2017. V. 122. Iss. 19. Article id. 193103.
- Soulard R., Quinn M., Mourou G.* Design and properties of a coherent amplifying network laser // *Applied Optics*. 2015. V. 54(15). P. 4640–4645.
- Takahashi Y.* and the JEM-EUSO Collaboration. The Jem-Euso Mission // *New J. Physics*. 2009. V. 11(6). Paper 065009. 22 p.
- Zaouter Y., Martial I., Aubry N.* et al. Direct amplification of ultrashort pulses in μ -pulling-down Yb:YAG single crystal fibers // *Optics Letters*. 2011. V. 36. Iss. 50. P. 748–750.

SCHEMES OF ORBITAL LASERS FOR REMOVING SPACE DEBRIS

I. I. Kuznetsov, I. B. Mukhin, I. L. Snetkov, O. V. Palashov

Institute of Applied Physics of the Russian academy of science (IAP RAS), Moscow, Russia

The paper presents the schemes of laser facilities that can be placed on the International Space Station for removing space debris objects. The laser schemes are based on coherent combining radiation of amplifying channels. Various channel architectures are considered and compared, including all-fiber, where large-mode-area fibers are used in the final amplifier as well as hybrid fiber-solid-state, where unique “thin-tapered-rod” amplifiers are used in the final cascade.

The experimental setup for measuring the momentum-coupling coefficient is developed and the first series of experiments are carried out.

Keywords: laser removing space debris, laser ablation, diode-pumped solid-state lasers, coherent combining of laser pulses, momentum-coupling coefficient

Kuznetsov Ivan Igorevich — researcher, PhD, kuznetsov@ipfran.ru

Mukhin Ivan Borisovich — senior researcher, PhD, mib_1982@mail.ru

Snetkov Ilya L'vovich — researcher, PhD, snetkov@appl.sci-nnov.ru

Palashov Oleg Valentinovich — department head, PhD, palashov@appl.sci-nnov.ru

ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПО КОРРЕКЦИИ ОРБИТ ОПАСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ ИЗЛУЧЕНИЕМ МОЩНОГО ЛАЗЕРА (НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС)

И. И. Литвинов

Вычислительный центр имени А. А. Дородницына Российской академии наук
(ВЦ РАН), Москва, Россия

Даётся критический разбор ряда предложений по воздействию на опасные космические тела, а также пример расчётов по коррекции орбит таких тел реактивной струёй, создаваемой на их поверхности мощным лазером с Земли.

Ключевые слова: опасные астероиды и кометы, крупный и мелкий космический мусор у Земли, мощные лазеры, лазерная реактивная струя, расчёты по лазерной коррекции

ОБЩЕЕ ВВЕДЕНИЕ*

На наш взгляд, в интернете и в печатных изданиях имеется слишком много всякой экзотики в предложениях по воздействию на космические объекты (КО), плохо согласующихся с реальностью. Среди многих из них:

- прямое воздействие на поверхность КО давлением излучения Солнца;
- применение каких-либо сильно ускоренных потоков ионов и альфа-частиц;
- стягивание КО с орбиты с помощью реактивного двигателя;
- удар по поверхности КО массивным телом, либо даже гравитационное отклонение КО с орбиты этим телом и т. д.

Цель данной статьи: краткий критический разбор этих предложений, а также пример расчётов по коррекции орбиты космического объекта реактивной струёй с его поверхности, создаваемой мощным лазером с Земли.

А что же теперь у нас с мощными лазерами? За последние 30 лет в мире (прежде всего в США) уже было создано несколько типов мощных лазеров до ~1 МВт, в том числе и детально отработанный химический кислород-иодный лазер мощностью 1 МВт Airborne Laser (ABL) на тяжёлом авиационном носителе Boeing-747. Но и он, по ряду причин, тоже пока не устроил головного заказчика.

Тем не менее, уже теперь, с учётом известных плюсов и минусов в разработке таких лазеров, можно считать более или менее реальным создание в настоящее время особо мощных, произвольно масштабируемых лазеров сверхмегаваттного класса с мощностью до 10 МВт для различного применения, в том числе и в интересах «Роскосмоса»: для передачи большой мощности на космические станции, удаления космического мусора (КМ) на их орбитах и т. д.

Кроме того, уже пора (хотя бы и в предварительном плане) оценить возможность применения сверхмощных лазеров (в предельном варианте по мощности) для решения и такой экзотической задачи как умеренная коррекция орбит опасных для Земли достаточно крупных астероидов и комет. Среди них, для примера — астероид Апофис, сближающийся с Землёй в 2029 г.

Литвинов Иван Иванович — ст. науч. сотр., канд. физ.-мат. наук, ivlit@ccas.ru

* Статья публикуется в дискуссионном порядке. (Примеч. ред.)

КРИТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ НЕКОТОРЫХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ДАННОЙ ТЕМАТИКЕ

По нашему мнению, многие из упомянутых выше предложений достаточно легко опровергаются на основе законов сохранения потоков массы, импульса и энергии. Автору легко об этом говорить, поскольку ещё в 60-е гг. прошлого века, в разгар космической эры, он являлся аспирантом Московского физико-технического института и работал в Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н. Е. Жуковского, занимаясь теорией ионных и плазменных двигателей (электрический ракетный двигатель, ЭРД) для космического применения (Литвинов, 1967, 1972; *Литвинов И. И.* Физические принципы ускорения плазмы в электрических и магнитных полях: докл. на 5-е Всесоюз. совещании по плазменным инжекторам / ИАЭ им. И. В. Курчатова. 1969). Исследования в этом направлении проводились также в Институте атомной энергии имени И. В. Курчатова, Центральном научно-исследовательском институте машиностроения и т. д.

Чтобы в этом разобраться, начнём пока с самого простого. Так, по широко известной формуле Циолковского конечная скорость ракеты V_k есть (Сивухин, 1989):

$$V_k = V_0 \cdot \ln \left(\frac{M_0}{M_k} \right), \quad (1)$$

где V_0 — скорость истечения струи; M_0 и M_k — начальная и конечная масса ракеты.

При этом уже на обычном химическом топливе есть проблема по соотношению M_0/M_k даже для первой космической скорости. Тогда как для второй и, тем более, для третьей космической скорости эти проблемы катастрофически нарастают.

Причина здесь очевидна: уж слишком большой расход массы нужен для создания тяги при такой умеренной скорости ($V_0 \approx 4$ км/с). А вот если бы поднять её хотя бы в два раза, то тогда многие проблемы в космонавтике уже давно были бы решены.

Однако на химическом топливе всё это нереально: в нём не хватает удельного энергозапаса на единицу массы (в Дж/кг). И даже наиболее перспективный из них (H_2+O) даёт всего лишь $V_0 \sim 4,5$ км/с. Но и это теперь считается большим прогрессом.

И потому уже тогда вернулись к старым идеям по ионным и плазменным двигателям, обеспечивающим рост скорости V_0 в десятки раз (до ~ 100 км/с и выше). И такие двигатели в разных, но пока малоразмерных, вариантах тогда же и были разработаны.

Но, как оказалось, для создания достаточной тяги в этом случае на борту необходим свой источник энергии огромной мощности: атомная силовая установка, которой пока не существует в природе.

Тем самым, проблема таких двигателей для космоса тогда же и решилась сама собой. То же самое касается и их прямых «потомков» (ускоренных пучков ионов и альфа-частиц) в наше время. Кстати, здесь был и ещё один неудачный предшественник: уже давно позабытое «пучковое» оружие в рамках Стратегической оборонной инициативы (СОИ-1).

Причина такого парадокса с тягой здесь тоже вполне очевидна. Так, при заданном расходе массы \dot{m} тяга T и требуемая для этого мощность энергоустановки W равны:

$$T = \dot{m} \cdot V_0 \quad \text{или} \quad W = \dot{m} \frac{V_0^2}{2} \equiv T \frac{V_0}{2}. \quad (2)$$

Причём здесь важнейший параметр — удельная тяга на единицу мощности:

$$\bar{T} = \frac{T}{W} = \frac{2}{V_0}. \quad (3)$$

Это и приводит (при той же мощности W) к сильному уменьшению тяги с ростом V_0 , либо, наоборот, при той же тяге T теперь уже нужен источник огромной мощности. А вот в отсутствие ограничений по \dot{m} , как в нашем случае (расход «чужой» массы с поверхности тела), можно было бы достичь (при той же W) дальнейшей значительной роста тяги T . Причём, в отличие от ракет, наоборот, при минимально возможной скорости истечения V_0 (за счёт роста \dot{m}).

То же самое (и в ещё большей степени) касается и «заманчивых» предложение по коррекции орбит за счёт давления солнечных лучей. Как известно, помимо энергии, квант света несёт с собой ещё и удельный импульс $i = h\nu/c$, где c — скорость света. А при мощности W_ν он создаёт импульс (тягу): $T_\nu = W_\nu/c$. Однако из-за огромной скорости света (скорости «истечения» фотонного газа) эта тяга ничтожно мала по сравнению с мощностью самого потока излучения.

Так, для Апофиса полный поток мощности такого излучения с плотностью $\sim 1,4$ кВт/м² у Земли, в целом, велик ($W_\nu = 115$ МВт), тогда как давление (тяга) от него слишком мала: всего ~ 40 г. Итак, и это предложение, на наш взгляд, тоже не имеет никаких реальных перспектив.

Кстати, аналогичные сомнения, с учётом приведённых здесь доказательств, можно высказать и в отношении двух последних предложений из упомянутого выше списка, особенно при воздействии на особо крупные космические объекты. Но мы на этом пока не останавливаемся.

Однако с применением солнечных зеркал с умеренной площадью $\sim 10^3$ м² и с гораздо меньшей (на 2 порядка) мощностью ($\sim 1,4$ МВт) можно получить гораздо большую (на 2-3 порядка) тягу T за счёт фокусировки того же излучения на поверхность и реактивной тяги испаряемой паровой струи (при низких V_0). И так, преимущество по удельной тяге (3) здесь уже составляет не менее 4 порядков!

В этом и состоит коренное преимущество по сравнению с ракетой, поскольку эту массу теперь не надо возить с собой. И она для нас тоже бесплатна, как и сам источник энергии: излучение от Солнца. И это — оптимальный (двойной) вариант для наших целей.

Но здесь всё ещё остаётся нерешённым вопрос: как с помощью таких зеркал обеспечить нужную остроту фокусировки на цель при такой большой угловой расходимости ($\sim 0,5^\circ$)?

При воздействии же на поверхность мощного лазерного излучения с Земли (через систему зеркальных ретрансляторов) мы имеем значительно более высокую плотность мощности излучения (до ~ 20 кВт/см² на зеркалах резонатора), да и угловая расходимость здесь меньше приблизительно на 4 порядка. Всё это и даёт ему явное преимущество по сравнению с излучением от Солнца. И так, здесь источник энергии тоже не надо возить с собой (он может стоять на Земле), да и масса в реактивной струе, в отличие от ракеты, тоже чужая.

И наконец, как бы по ходу, серьёзные замечания по лазерным реактивным двигателям (ЛРД) для их применения в космосе (ещё с середины 1970-х гг.). К настоящему времени в этом направлении уже выполнено много разного уровня теоретических и экспериментальных работ по самим ЛРД, регулярно проводятся международные научные конференции и т. д., но при этом не уделяется никакого внимания к проблемам самого лазера как главного источника энергии для ЛРД!

Так, обычно считается, что для запуска на орбиту тела массой всего в 1 т необходим лазер с огромной средней мощностью ~ 100 МВт (Резунков, 2011). А в одной из наиболее фундаментальных работ по лазеру в частотно-импульсном

режиме (Simons, Pirri, 1977) — энергия в импульсе в 1 МДж при частоте их следования 350 Гц. Но ведь это же — чудовищная (за 1 с) средняя мощность такого лазера в 350 МВт!

Поэтому нет сомнений, что и это направление с ЛРД, по крайней мере, в его силовом варианте, ожидает та же участь, что прежнюю тематику с ЭРД.

Для сравнения: мощность, например, ядерного двигателя атомохода «Ленин» когда-то составляла около 40 МВт, а мощность двигателя современного двухъядерного американского авианосца в США («Джордж Буш») составляет ~180 МВт. И даже строящийся у нас крупнейший атомоход «Арктика» для своего движения во льдах имеет три огромных винта по 60 МВт в каждом. Однако все они пока ещё значительно уступают обычным промышленным электростанциям с мощностью до ~1000 МВт в каждом блоке.

Итак, предполагаемый нами лазер в своём предельном варианте (~10 МВт) по энергетике уже и так находится на пределе современных технических возможностей. Тем не менее, это теперь уже вполне по силам нашей цивилизации для купирования таких больших угроз.

Не говоря уже об очистке околоземного пространства от космического мусора разных размеров на значительно меньшем (на 1-2 порядка) уровне мощности такого лазера.

ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АСТЕРОИДА АПОФИС И ВЫРАБОТКА БАЗОВЫХ ТРЕБОВАНИЙ К МОЩНОМУ ЛАЗЕРУ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ЕГО ОРБИТЫ

По имеющимся данным, астероид Апофис представляет собой достаточно тяжёлый (с массой до 50 млн т) объект, движущийся по близкой к Земле орбите, которая пересекается с орбитой Земли под малым углом в некоторой точке на вытянутой части эллипса с периодом ~10 лет (на 38 400 км от центра Земли в 2029 г.). В целом, это уже большая гора диаметром ~350 м, энергия взрыва которой, по некоторым оценкам, составляет пугающую цифру: до ~1000 млн т в тротиловом эквиваленте!

Для расчёта же требуемой (для отклонения траектории Апофиса) поперечной тяги (F_{\perp}) поступим самым простым способом. Так, считая её на каждом участке прямолинейной, имеем поперечное ускорение под действием этой силы: $a_{\perp} = F_{\perp}/M$, текущую (поперечную же) скорость $V_{\perp} = a_{\perp}t$ и само отклонение от исходной траектории: $\Delta S_{\perp} = a_{\perp}(t^2/2)$. Либо, через более осязаемую величину — конечную скорость в точке встречи V_{\perp} , в виде: $\Delta S_{\perp} = V_{\perp}(t/2)$, где t — общее время воздействия силы F_{\perp} . Причём здесь решающее значение имеет выбор максимально возможного времени t , поскольку при его уменьшении требования к тяге должны сильно возрасти.

Отсюда, задавая итоговое отклонение траектории: $\Delta S_{\perp} = 10^4$ км и суммарное время воздействия в 1 год ($t = 31,5 \cdot 10^6$ с), находим конечную (поперечную) скорость $V_{\perp} = 2\Delta S_{\perp}/t = 0,635$ м/с, а затем и требуемую для этого силу тяги:

$$F_{\perp} = M \cdot V_{\perp}/t = 1,01 \cdot 10^3 \text{ Н} \approx 100 \text{ кг}.$$

ГАЗОДИНАМИКА ИСПАРЕНИЯ МАТЕРИАЛА ПРИ ЛАЗЕРНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ И ТРЕБОВАНИЯ К МОЩНОСТИ САМОГО ЛАЗЕРА

Общий характер процессов при таком воздействии

Здесь основные этапы таковы: сначала происходит быстрый нагрев поверхности до точки плавления $T_{пл}$ (+ энергия плавления $\lambda_{пл}$), а затем и нагрев расплава до точки кипения T_k (+ энергия испарения с λ_k). И это — главная составляющая затрат энергии в этом процессе. Однако, как будет показано ниже, она затем эффективно возвращается назад в процессе ускорения парогазовой струи.

Ну а сам перегрев пара? На самом деле он здесь уже не нужен, поскольку при $T_0 = T_k$ мы уже и так имеем высокое давление пара: $P_0 = P_k = 1 \text{ атм} = 1,033 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$. А при площади воздействия $S = 100 \text{ см}^2$ — и нужную, вполне весомую тягу: $T = 100 \text{ кг}$. Именно с такого значения $P_0 = 1 \text{ атм}$ мы и будем вести расчёт газодинамического (ГД) истечения струи от стенки.

Что же касается процесса испарения в стенке, то для типичной интенсивности падающего излучения $I_v \sim 10 \text{ кВт/см}^2$ он имеет вид бегущей тепловой волны, уходящей в глубину стенки. И тогда по нашим расчётам, например, в системе «лёд — вода — пар» мы имеем скорость и ширину фронта волны испарения всего: $V_{\phi} \approx 3 \text{ см/с}$ и $\Delta x^* = 22,3 \text{ мкм}$. При этом время выхода на стационар тоже мало: $\Delta t^* = 0,744 \text{ мс}$. Итак, с точки зрения самой струи эта стенка может заведомо рассматриваться как неподвижная.

Основные теплофизические характеристики рассматриваемых материалов и другие входные данные

В настоящей работе в результате обработки данных из ряда источников был получен полный набор данных по двум предельным вариантам материала астероида: лёд — пар — вода и железо. А именно, удельная (на единицу массы) теплоёмкость C_i (в кал/гК) для всех трёх состояний (твёрдое тело — жидкость — пар), которые, в принципе, существенно отличаются друг от друга, а также температура и удельная теплота плавления и кипения λ_i (в кал/г).

Кроме того, здесь даются и другие, более удобные в практическом применении формулы, характеризующие состояние такой среды. А именно, во всех расчётах с расширением (и охлаждением) пара по потоку имеет место режим, близкий к его насыщению (точка росы). Отсюда для отношения давлений P/P_0 , после ряда преобразований, вместо обычного, получаем новое, исключительно простое представление:

$$\ln P = A - \frac{B}{T} \Rightarrow P(T) = 8,2176 \cdot 10^5 \cdot \exp\left(\frac{-5079,96}{T}\right) \Rightarrow \frac{P}{P_0} = \exp\left(-\frac{t}{\Delta T_*}\right). \quad (4)$$

Здесь $t = (T_0 - T) > 0$ — фактор понижения температуры в струе по потоку, а характерная ширина спада давления в e раз для смеси пар — вода ($T_0 = 373 \text{ К}$) теперь составляет $\Delta T_* = 27,39 \text{ }^\circ\text{С}$.

А для другого высокотемпературного материала, железа, у которого температура плавления и кипения на порядок больше ($T_{пл} = 1535 \text{ }^\circ\text{С}$ (1808 К) и $T_k = 2735 \text{ }^\circ\text{С}$ (3008 К)), имеем в среднем: $\Delta T_* = 198,75 \text{ }^\circ\text{С}$. Итак, из-за более широкого диапазона по T , здесь и сама величина ΔT_* тоже возрастает почти на порядок.

Кроме того, нуждается в дальнейшем преобразовании и известная формула для удельной (в Дж/кг) энтальпии газа, которая теперь приобретает исключительно простой и ясный смысл:

$$\varepsilon_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P}{\rho} \Rightarrow \left[\frac{P}{\rho} = \frac{RT}{\mu} \equiv \frac{k_B}{M} T; \gamma = \frac{n+2}{n} \right] \Rightarrow \varepsilon_p = \left(\frac{n}{2} + 1 \right) \frac{k_B}{M} T. \quad (5)$$

Здесь γ — показатель адиабаты; M — масса атома (молекулы); n — полное число их степеней свободы (Сивухин, 1975), а k_B — постоянная Больцмана.

Отсюда, например, для водяного пара ($n = 6$) имеем $C_p = 0,431$ к/гК, а для чистого железа ($n = 3$) $C_p = 0,089$ к/гК. Такое значительное снижение, по сравнению с H_2O , теперь легко объясняется различием в их атомно-молекулярном весе: $M/m = 55,84/18 = 3,1$ раза, да ещё и разницей по n .

В заключение этого раздела дадим ещё и новое, значительно более удобное представление для теплоты кипения λ_k , которая пока выступает как некое простое число, через свою эффективную температуру T_* . Так, приравнявая энтальпию в выражении (5) к λ_k , для искомой температуры имеем:

$$T_* = \frac{\lambda_k}{(n/2 + 1) \cdot k/M}. \quad (6)$$

Отсюда для воды имеем: $T_* = 1,22$ кК, а для железа и того больше: $T_* = 15,3$ кК. Для отношения же T_*/T_k для них находим: 3,27 и 4,97. Именно настолько начальный энергозапас в λ_k превышает обычный (тепловой) запас в парах при их нагреве до $T_0 = T_k$.

Обратим также внимание на значительное уменьшение C_p (для пара) по сравнению с $C_{ж}$, которое будет иметь важное значение во всех последующих расчётах паровой струи. Так, для H_2O это отношение теперь есть: $C_{ж}/C_p = 2,2$, а для железа, из-за отсутствия данных по $C_{ж}$, мы можем по аналогии взять: $C_{ж}/C_p \approx 2,0$.

Тем самым, набор этих данных теперь более или менее достаточен для проведения конкретных расчётов.

Общие уравнения сохранения потоков массы и энергии-импульса в струе испаряемого материала и их модификация

Как уже упоминалось, эта проблема решается нами в виде обратной задачи: сначала задаётся исходный режим истечения, например, при температуре кипения воды с $T_0 \equiv T_k = 373$ К и $P_0 = 1$ атм (плотность пара $\rho_0 = 0,5874$ кг·м⁻³), а сама скорость на входе ($V_0 \approx 100$ м/с) уточняется по ходу решения. И уже затем, как итог, находится требуемая для этого мощность самого лазера W_v .

При этом из-за расширения имеют место быстрый спад давления паров $P_p(T)$ по потоку (см. кривую насыщения (4)) с образованием жидкой фазы и обратное выделение тепла в поток из-за большой энергии испарения λ_k (и T_*). Всё это и определяет исключительно высокую энергетическую эффективность такого (допробойного) взаимодействия излучения с веществом. Такая теория низкопорогового оптического пробоя вблизи мишени под действием излучения CO_2 -лазера была разработана нами ещё в 1982 г. и уже тогда получила полное подтверждение в экспериментах.

Однако здесь необходимо выполнить ещё и модификацию самих законов сохранения потоков массы, импульса и энергии в струе, наиболее приемлемую для нашего случая.

Помимо известных ГД-параметров потока T , P , ρ и V , здесь есть ещё и новые: массовая доля пара ($\alpha_p(T)$) и жидкости ($\alpha_{ж}(T)$) в их общей плотности ρ . При этом $\alpha_p + \alpha_{ж} \equiv 1$. Ну а в давлении $P(T)$, наоборот, есть только давление самого пара $P \equiv P_p$.

Закон сохранения потока массы.

$$S\rho V = S_0\rho_0 V_0 = J_0 = \dot{m} \equiv \text{const}, \quad (7)$$

где: $\rho = \rho_{\text{п}} + \rho_{\text{ж}}$ — полная плотность смеси по потоку.

Уравнение баланса импульса.

Для широкого пятна излучения (с $S = S_0$) оно преобразуется здесь к виду:

$$\rho V \frac{dV}{dx} = -\nabla P \Rightarrow \left[V = V_0 + \frac{P_0}{\rho_0 V_0} \cdot \left(1 - \frac{P}{P_0} \right) \right] \Rightarrow \left[V = V_0 + \frac{V_*^2}{V_0} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-t}{\Delta T_*} \right) \right) \right], \quad (8)$$

где V_* — условно-тепловая скорость частиц: $P_0/\rho_0 = k_{\text{В}} \cdot T_0/M \equiv V_*^2(T_0)$.

Так, для воды с $T_0 = 373$ К имеем $V_* = 415$ м/с. И тогда, при $V_0 \sim 100$ м/с, второй член в последней скобке в выражении (8) больше первого примерно в 17 раз. Отсюда следует, что чем меньше V_0 (и $\dot{m} = \rho_0 \cdot V_0$), тем больше должна быть конечная скорость струи $V_{\text{к}}$, чтобы удовлетворить уравнению по тяге: $T = \dot{m} \cdot V_{\text{к}} = P_0$.

Заметим, что соотношение (8) определяет зависимость для скорости потока $V(t)$ пока только из уравнения импульса.

Уравнение баланса энергии.

Здесь рабочими параметрами среды являются температура T_* и T_0 , удельная теплоёмкость $C_{\text{т}}$, $C_{\text{ж}}$ и $C_{\text{п}}$, их теплота преобразования $\lambda_{\text{п}}$ и $\lambda_{\text{к}}$, и наконец, сами массовые доли $\alpha_{\text{п}}(T)$ и $\alpha_{\text{ж}}(T)$. Ввиду сложности таких выкладок эти данные здесь пока не приводятся.

Отсюда на спадающем из-за расширения потока на участке с T_0 до T получаем полный баланс энтальпии на единицу массы в этих сечениях, включая и её кинетическую энергию $\left[V^2/2 \right]$:

$$\frac{V^2}{2} + \alpha_{\text{п}}(T)C_{\text{п}}T_* + \varepsilon_{\text{д}}(T) \equiv \frac{V_0^2}{2} + \alpha_{\text{п}}(T_0)C_{\text{п}}T_* + \varepsilon_{\text{д}}(T_0) = \text{const}. \quad (9)$$

А затем, вычитая второй член из первого, где $\alpha_{\text{п}}(T_0) \equiv 1$, имеем итоговый (уже из уравнения энергии) закон изменения для скорости $V(T)$ (либо от t):

$$\frac{V^2}{2} \equiv \frac{V_0^2}{2} + \alpha_{\text{ж}}(T)C_{\text{п}}T_* + (\varepsilon_{\text{д}}(T_0) - \varepsilon_{\text{т}}(T)). \quad (10)$$

Здесь в неявном виде учтена и разница в $C_{\text{ж}}$ и $C_{\text{п}}$ ($C_{\text{ж}}/C_{\text{п}} \approx 2$). При этом главный член с T_* в равенстве (9) даёт максимальный прирост в конечной скорости потока $V_{\text{к}}$.

Результаты газодинамических расчётов в реактивной струе и выработка требований к мощности самого лазера

На основе всех этих данных и были произведены конкретные расчёты по изменению скорости $V(t)$ в парах воды по потоку (рис. 1-2, ось Y — справа). На рис. 1 показаны результаты, полученные в разумном предположении, что доля пара в потоке $\alpha_{\text{п}}(t) \equiv \alpha_{\text{п}}(T)$ (ось слева), как и давление насыщающих паров P/P_0 , пока убывает по экспоненте: $\alpha_{\text{п}}(t) = \exp(-t/\Delta T_*)$, где $\Delta T_* = 27,39$ °С. А на рис. 2 — такие же данные, но уже для другой зависимости для доли пара $\alpha_{\text{п}2}(t)$ (см. ниже).

Здесь жирные кривые $V_{2\text{т}}$ (ось справа) были посчитаны по закону изменения энергии (10), тогда как три других ($V_{1\text{т}}$ и $V_{2\text{л}}$) — по уравнению баланса импульса (8),

но для разных значений V_0 . При этом сам удельный расход массы с поверхности ($\dot{m} = \rho_0 V_0$), естественно, изменяется.

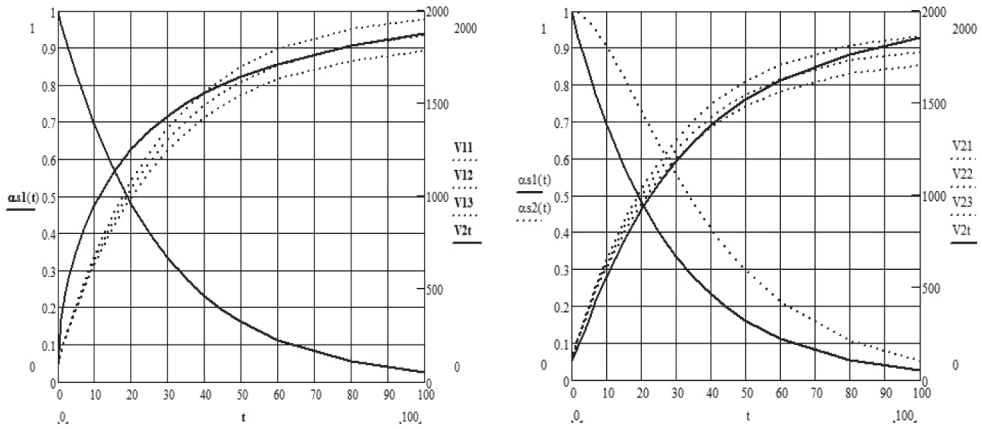


Рис. 1-2. Зависимость скорости V_i (в м/с) в струе от дефекта температуры t по потоку для исходного варианта с $\alpha_{п1}(t)$ и варианта с $\alpha_{п2}(t)$. Кривые V_{2t} — расчёт по уравнению энергии (10), остальные — по импульсу (8): V_{1i} — для $V_0 = 90, 95$ и 100 м/с (1); V_{2i} — для $V_0 = 95, 100$ и 105 м/с (2)

На рис. 1 видно, что наилучшее согласие между двумя кривыми разного типа в области больших t (вплоть до $t = T_{пл}$) имеет место при $V_0 = 95$ м/с. При этом одновременно удовлетворяются и оба уравнения (энергии и импульса), а общая (конечная) скорость потока ($V_{к1}$) составляет 1,85 км/с.

В области же малых значений t (больших $\alpha_{п1}$, но малых $\alpha_{ж}$) имеет место сильное расхождение в ходе этих кривых. Здесь кривая по энергии идёт $\sim \sqrt{t}$, а по импульсу $\sim t$. Это связано с тем, что при поглощении большой дозы $\lambda_{к}$ (малые $\alpha_{ж}$) происходит перегрев жидкой фракции, что сильно затягивает сам спад $\alpha_{п1}(t)$. И потому эта кривая здесь должна убывать скорее по параболе.

В связи с этим на рис. 2 для другой зависимости в доле пара:

$$\alpha_{п2}(t) = 2\alpha_{п1}(t) - \alpha_{п1}^2(t)$$

приводятся результаты новых расчётов. В этом случае при малых t действительно имеется параболический спад: $\alpha_{п2}(t) \approx 1 - t^2$, а при больших, из-за быстрого убывания второго члена, по экспоненте: $\sim 2\alpha_{п1}(t)$. Там же для сравнения приведена и исходная кривая с $\alpha_{п1}(t)$, а также и обновлённые данные по скорости V_{2t} .

Отсюда видно, что согласие в ходе этих кривых при малых t значительно улучшается, но появляется некоторое их расхождение при больших t . И поскольку здесь главную роль играет точное уравнение по энергии (с V_{2t}), а по импульсу идёт лишь подстройка под V_0 , то для конечной скорости теперь опять имеем: $V_{к2} = 1,86$ км/с.

Итак, предельная скорость потока ($V_{к}$) в обоих вариантах составляет $\sim 1,85$ км/с, а на входе: $V_0 \approx 97,5$ м/с, чему соответствует (при $\rho_0 = 0,5874$ кг/м³) удельный расход массы $\dot{m} = 57$ кг · м⁻² · с⁻¹. А с полной площади воздействия (в 100 см²) имеем общий расход: $\dot{M} = 0,57$ кг/с. И тогда полная тяга составит: $T = \dot{M}V_{к} = 1,05 \cdot 10^3$ Н $\equiv 103$ к · Г. Тем самым, баланс по импульсу (тяге) здесь полностью замкнулся.

И наконец, итоговая оценка по этим данным, с учётом полного баланса активных и пассивных потерь в исходной энтальпии среды (лёд – жидкость – пар), даёт требуемую для этого варианта полную мощность лазера $W_v \approx 1,6$ МВт.

С переходом же к железу, из-за более высоких температур плавления и кипения (почти на порядок), а также значительного роста атомного веса материала, скорость истечения здесь возрастает (а расход массы \dot{m} убывает) всего в 1,6 раза (до 2,75 км/с). В результате требуемая мощность лазера при той же тяге теперь уже составляет 2,4 МВт.

Тем не менее, и этот, предельный по типу материала, вариант с большим запасом тоже укладывается в рабочий диапазон мощностей такого лазера.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение отметим, что наш доклад, из-за огромной мощности такого, пока чисто гипотетического лазера (с предельной тягой до ~ 1 т), был ориентирован, в основном, на решение перспективных задач по воздействию на особо крупные объекты, в том числе и в ближнем космосе (отработавшие ступени ракет и т. д.). Для этого здесь достаточно установить вблизи них (в пределах досягаемости), либо на самих охраняемых объектах, систему адаптивных зеркал для передачи, приёма и управления лазерным лучом (и силового воздействия на объект), тогда как сама мощность будет поступать с Земли через систему зеркальных ретрансляторов. Кстати, в околоземном пространстве никаких особых проблем здесь, на наш взгляд, пока не предвидится.

Однако, ввиду произвольно широкой масштабируемости такого лазера, он может с успехом применяться для воздействия и на значительно более мелкие объекты (космический мусор) на гораздо меньшем уровне мощности, вплоть до десятков и сотен киловатт. При этом их минимальный размер ограничивается сверху лишь шириной пятна фокусировки излучения лазера в системе ретрансляторов из-за оптических искажений по пути следования. Кстати, здесь большую пользу (для уменьшения их допустимых размеров) могут оказать и элементы адаптивной оптики, которыми в своё время приходилось заниматься и нам, и которые уже в достаточной степени отработаны в натуре.

Тем самым, такой лазер, если он действительно может быть создан, практически полностью перекрывает весь реальный диапазон элементов космического мусора в околоземном пространстве и никаких иных, в том числе и весьма экзотических предложений, здесь, на наш взгляд, и не потребуются.

ЛИТЕРАТУРА

- Литвинов И. И.* Исследование физических процессов в камере ионизации плазменно-ионного двигателя: дис. ... канд. физ.-мат. наук. ЦАГИ, 1967. 165 с.
- Литвинов И. И.* Механизмы ускорения плазмы в магнитном сопле // Ускорители плазмы: сб. ст. ИАЭ. 1972. Вып. 6. С. 15–26.
- Резунков Ю. А.* Лазерная реактивная тяга // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 2. С. 7–12.
- Сивухин Д. В.* Общий курс физики. Т. 1. Механика. М.: Наука, 1989. 531 с.
- Сивухин Д. В.* Общий курс физики. Т. 2. Термодинамика и молекулярная физика. М.: Наука, 1975. 544 с.
- Simons G. A., Pirri A. N.* The Fluid Mechanics of Pulsed Laser Propulsion // AIAA J. 1977. V. 15. No. 6. P. 835–842).

**POTENTIAL OPPORTUNITIES FOR CORRECTION OF ORBITS OF DANGEROUS SPACE BODIES BY THE RADIATION OF THE POWERFUL LASER
(ON THE EXAMPLE OF AN ASTEROID APOFIS)**

I. I. Litvinov

A. A. Dorodnitsyn computer center of the Russian Academy of Sciences (CC RAS), Moscow, Russia

The critical analysis of some suggestions by the action on dangerous space bodies, and also — an example of calculations for correction of their orbits by a jet stream created on their surface by the powerful ground-based laser are given.

Keywords: dangerous asteroids and comets, large and small space debris by the Earth, the powerful lasers, a laser jet stream, the calculations on laser correction

Litvinov Ivan Ivanovich — senior research associate, PhD, ivlit@ccas.ru

The article is published as a disputable matter. (*Ed. note*)

О ВОЗМОЖНОСТИ РАЦИОНАЛЬНОЙ УТИЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕТИЧЕСКИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Д. А. Новосельцев

Ассоциация «Некоммерческое партнёрство «Сибирское машиностроение» (НП «СибМаш»), Омск, Россия

В качестве наиболее рационального варианта экономически целесообразной утилизации фрагментов космического мусора рассматривается возможность его использования как внешнего источника энергии для манёвров космических аппаратов (в том числе сверхмалых типа StarChip) с использованием кинетического реактивного двигателя.

Ключевые слова: космический мусор, кинетический реактивный двигатель, кинетическая энергия, столкновение, химико-кинетический взрыв, детонационное горение, газификация, мишень, отражатель, космический аппарат, StarChip, межорбитальный манёвр

ПРОБЛЕМА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В настоящее время накопление космического мусора (КМ) на околоземных орбитах, в первую очередь на наиболее активно используемых, начинает представлять значительную проблему. При сохранении существующей тенденции его накопления и увеличения общего количества эксплуатируемых космических аппаратов (КА) в ближайшее время КМ может представлять угрозу повреждения КА, многократно превосходящую угрозу столкновения от фрагментов естественных метеороидных тел, и значительно осложнить космическую деятельность. При этом достаточно перспективные и рекомендуемые для массового применения способы защиты от КМ на данный момент отсутствуют.

Пассивные методы защиты КА от КМ за счёт различных вариантов их бронирования в большинстве случаев неэффективны и значительно ухудшают их массовые характеристики.

Активные методы защиты от КМ при всём их разнообразии (проекты компаний Astroscale, CleanSpace One от EPFL Space Center (eSpace) и др.) преимущественно направлены на торможение достаточно крупных фрагментов мусора, снижение их орбиты и последующее уничтожение в атмосфере. Подобный подход нельзя признать ни достаточно эффективным, ни рациональным. При характерной на сегодняшний день эффективности средств выведения КА полезная нагрузка составляет около 2 % стартовой массы носителя, т. е. для придания орбитальной скорости каждому 1 кг КМ было использовано около 50 кг стартовой массы носителя, преимущественно топлива, с соответствующей экологической нагрузкой на среду. Для уничтожения этого фрагмента мусора также необходима разработка и изготовление специализированного аппарата, его выведение на соответствующую орбиту, также включая экологические издержки.

Ещё менее эффективны известные предложения по сбору и переработке КМ (в том числе и для производства рабочего тела ракетных двигателей (Баркова, 2018, Lan et al., 2015 и др.)). В силу относительно небольшой массы его отдельных фрагментов, движущихся по различным траекториям, подобная деятельность значительно усложнена по сравнению с рассматриваемой в последнее время гипотетической добычей полезных ископаемых на астероидах и других достаточно крупных небесных телах. Такие способы утилизации КМ, как правило, являются

Новосельцев Дмитрий Александрович — ген. директор, канд. техн. наук, danovoseltsev@mail.ru

достаточно сложными, дорогостоящими и ресурсоёмкими. Использование в них мелких фрагментов КМ либо технически невозможно, либо нецелесообразно.

Предложенный ранее автором активный способ защиты КА, предполагающий формирование на удалении от КА защитных экранов малой массы, формируемых из взрывчатого вещества и направляемых навстречу угрожающему столкновением фрагменту КМ (Новосельцев, 2009), также применим лишь для защиты особо крупных и ценных КА, позволяющих разместить на борту запас соответствующего вещества и устройство для формирования экранов от достаточно крупных фрагментов КМ.

Проблема осложняется тем, что снижение угроз столкновения КМ с КА известными способами по указанным выше причинам в настоящее время не может быть коммерциализировано и, в этой связи, представляет интерес только для государств или крупных компаний, осуществляющих космическую деятельность, в целях ограниченной защиты наиболее ценных КА.

ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Как было отмечено выше, даже наиболее интересные предложения по сбору и переработке КМ недостаточно эффективны. Наиболее перспективным из них является проект электроракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела мелкую фракцию КМ (Lan et al., 2015). Принцип действия заключается в получении рабочего тела для электроракетного двигателя путём сбора и измельчения мелкого КМ до порошка с последующим нагревом и ионизацией. Полученная плазма ускоряется электрическим полем.

Как и отечественная установка с переработкой КМ в присадку к химическому ракетному топливу (Баркова, 2018), это устройство представляет собой достаточно сложную, массивную и энергоёмкую конструкцию. Захват единичных мелких фрагментов КМ и соответствующее изменение орбиты установки потребует большего расхода рабочего тела, чем добываемая масса, а также постоянного использования ресурса и износа конструкции. При всей привлекательности, внедрение подобных технических решений вряд ли может быть массовым.

В этой связи представляется крайне интересной идея использования КМ в существующем виде, без сбора и переработки. При орбитальной скорости порядка 8 км/с фрагмент КМ обладает кинетической энергией относительно встречного объекта порядка $1,3 \cdot 10^8$ Дж, что более чем на порядок превышает низшую удельную теплоту сгорания современных двухкомпонентных химических ракетных топлив (около 10^7 Дж/кг).

В качестве аналогии можно рассмотреть концепцию «сферы Дайсона» — гипотетической непрозрачной оболочки вокруг Солнца или иной звезды, поглощающей всю падающую энергию в широком диапазоне спектра электромагнитного излучения (прежде всего, видимый свет) для дальнейшего использования (Dyson, 1960). Данная теоретическая концепция в настоящее время рассматривается в виде конкретных инженерных проектов «точек Дайсона» (Kennedy et al., 2013 и др.) и их группировок («роёв Дайсона») на различных орбитах.

Таким же образом вся совокупность околоземного КМ может рассматриваться как дискретный мелкодисперсный вариант «орбитального маховика» — аккумулятора кинетической энергии.

С начала активной космической деятельности во второй половине XX в. осуществляется непрерывное пополнение запасов энергии этого аккумулятора. При имеющихся оценках общей массы КМ более 8000 т и средней орбитальной скорости фрагментов КМ относительно Земли ~8 км/с, располагаемый аккумуля-

лированный запас кинетической энергии КМ относительно Земли составляет более $2,56 \cdot 10^{14}$ Дж, относительно встречных объектов — около $1,0 \cdot 10^{15}$ Дж. При этом большую часть КМ составляют мелкие фрагменты размером от 1 см до 1 мм и менее.

Возможность рационального использования КМ определяется возможностью создания достаточно простого устройства для извлечения этой энергии.

ТЕХНОЛОГИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Такое устройство в настоящее время известно на уровне концепции как кинетический реактивный двигатель (КРД). В качестве рационального варианта экономически целесообразной утилизации фрагментов КМ предлагается рассмотреть возможность его использования как внешнего источника энергии и рабочего тела для манёвров космических аппаратов с использованием КРД. Концепция КРД изложена в ряде работ (Podvisotsky, 2015, Podvysotsky, 2013; Panov, 2014 и др.) и окончательно сформулирована в виде кинетического паруса Подвысоцкого — Панова (Подвысоцкий, 2014). Предложенная конструкция принципиально подобна конструкции импульсного ядерного ракетного двигателя с парусом-отражателем, разработанной в США в рамках проекта «Медуза» (Solem, 1991), основанной на осуществлении ядерного взрыва в фокусе отражателя с последующей передачей импульса расширяющихся продуктов взрыва внутренней рабочей поверхности отражателя. При достаточно большой площади отражателя при этом динамическая и тепловая нагрузка на его конструкцию не превышает допустимых значений для применяемых конструкционных материалов.

Кинетический парус предполагает использование энергии не ядерного, а кинетического взрыва, в классической модели В. В. Подвысоцкого — при управляемом столкновении специализированных космических аппаратов-«зондов» с располагаемыми в фокусе паруса мишенями (Подвысоцкий, 2014). В случае утилизации КМ в КРД функцию «зондов» выполняют фрагменты КМ, а мишень расположена на борту КА.

Преимуществами КРД по сравнению с импульсными ядерными ракетными двигателями типа «Медуза», помимо отсутствия формальных юридических запретов на их практическую реализацию, являются исключение радиационного воздействия взрыва на конструкцию и полезную нагрузку, а также отсутствие ограничений на минимальную мощность кинетического взрыва (в отличие от ядерного взрыва). Последнее не только значительно упрощает экспериментальную лётную обработку КРД, но и позволяет использовать преимущественно мелкие фрагменты КМ для межорбитальных перелётов популярных в настоящее время КА нано- и фемто-классов, а также нового типа сверхлёгких КА StarChip массой до 10 г (In quest..., 2017).

Как отмечалось выше, при столкновении ударника (например, фрагмента КМ) с мишенью при их встречном движении с орбитальными скоростями удельная кинетическая энергия столкновения составит порядка $1,3 \cdot 10^8$ Дж. При удельной теплоте сгорания традиционных химических ракетных топлив порядка 10^7 Дж/кг (АТ + керосин — $6,1 \cdot 10^6$ Дж/кг, жидкий кислород + диметилгидразин — $9,2 \cdot 10^6$, жидкий кислород + керосин — $9,2 \cdot 10^6$, жидкий кислород + жидкий водород — $1,34 \cdot 10^7$ Дж/кг) использование 1 кг КМ энергетически эквивалентно использованию для аналогичного манёвра 10...15 кг топлива на борту КА (без учёта массы конструкции РД, баков, обвязки, арматуры и т. п.), а с учётом эффективности средств выведения (полезная нагрузка на низкой околоземной орбите — 1...3 % от стартовой массы) — более 500 кг стартовой массы носителя.

В этом случае утилизация КМ в КРД является экономически целесообразной и может быть коммерциализирована при осуществлении космической деятельности, в том числе относительно небольшими частными компаниями. Аналогичным образом в последние годы, например, решается проблема утилизации попутного нефтяного газа на промыслах. Как альтернатива выбросу газа в атмосферу (приводящему к значительным штрафам за нарушение экологических норм) или экономически бессмысленному дожиганию в факелах (функционально аналогичному большинству проектов по уничтожению фрагментов КМ путём их увода с орбиты в атмосферу различными способами), в настоящее время существует техническая возможность использования попутного нефтяного газа в качестве топлива в энергетических установках что аналогично предлагаемому использованию фрагментов КМ в КРД (Верёвкин, Селезнев, 2015).

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ВОЗМОЖНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Рабочий процесс кинетического реактивного двигателя осуществляется следующим образом (рис. 1, см. с. 221):

1. В рабочей зоне отражателя 1 КРД, выполненного в виде тонкостенной плёночной оболочки большого объёма, например, в форме сектора сферической, параболической, конической или иной поверхности, открытой со стороны, обратной направлению движения КА 3, установлена мишень 2, выполненная из материала с высокой скоростью газификации или детонационного горения.

2. Далее КА 3 ориентируется в пространстве таким образом, чтобы обеспечить управляемое встречное столкновение с мишенью 2 со стороны, обратной открытой части оболочки отражателя 1, через специально выполненное отверстие 4 в оболочке 1, сравнительно небольшое относительно площади сечения её открытой части (для снижения «паразитной» встречной тяги), движущегося навстречу со скоростью V относительно КА 3 ударника 5 массой m — фрагментом КМ (а также, возможно, естественного метеороидного тела), обладающим кинетической энергией $E = mv^2/2$ относительно мишени 2.

3. При столкновении ударника 5 с мишенью 2 осуществляется химико-кинетический взрыв, в процессе которого происходит газификация вещества мишени 2 (и в ряде случаев — частично вещества ударника 5, в зависимости от материала ударника) за счёт его испарения и/или детонационного горения и передача кинетической энергии ударника 5 газообразным продуктам кинетического взрыва 6 как в момент столкновения ударника 5 с мишенью 2, так и при его последующем движении в продуктах взрыва 6.

4. Затем происходит расширение газообразных продуктов кинетического взрыва 6 с передачей импульса через их давление при расширении на поверхность оболочки 1 и последующее истечение этих продуктов преимущественно через открытую часть оболочки в направлении, противоположном направлению движения КА 3, в результате чего развивается тяга P кинетического ракетного двигателя.

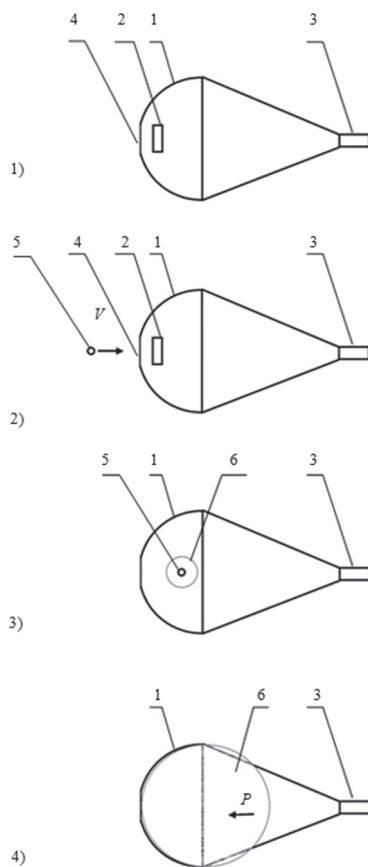
Следует отметить, что в общем случае масса и состав (т. е. возможный вклад в общую массу продуктов газификации мишени) встречного фрагмента КМ известны со значительной погрешностью, что может приводить к заметным отклонениям достигнутой тяги КРД от расчётной. Для компенсации этого фактора целесообразно предусматривать избыточную массу мишени. При этом ограничение максимального значения тяги может быть достигнуто, например, за счёт выполнения в оболочке отражателя симметрично расположенных окон, ослабленных относительно основного материала отражателя.

Рис. 1. Схема действия КРД для утилизации мелких фрагментов КМ

При превышении расчётного давления продуктов газификации произойдёт разрыв оболочки на предусмотренных ослабленных участках, раскрытие окон и перепуск части продуктов газификации «по курсу» с возникновением «противотяги».

В отличие от других известных предложений по утилизации КМ (Баркова, 2018; Lan et al., 2015 и др.), в данном случае КРД рассчитан на однократное срабатывание при единичном столкновении с фрагментом КМ, что исключает потребность в дополнительных межорбитальных манёврах для организации взаимодействия со следующим фрагментом КМ и позволяет использовать наиболее простые и технологичные конструктивные решения.

Наиболее вероятным вариантом применения КРД являются одноимпульсные межорбитальные перелёты, что позволяет минимизировать массу отражателя, рассчитанного на однократное применение. В дальнейшем отражатель может быть использован в качестве элемента антенны, а затем в качестве «тормозного парашюта» для увода КА с орбиты в атмосферу после завершения его активной работы и дополнительного снижения, таким образом, количества КМ (если не предполагается использование неактивного КА в качестве ударника для другого КА с КРД). При использовании дополнительных двигательных установок КА с КРД и гравитационных манёвров также возможны их дальнейшие перелёты в Солнечной системе и за её пределы.



ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В настоящее время можно выделить ряд проблем на пути создания КРД для утилизации КМ, связанных как с самим рабочим процессом КРД, так и с необходимой сопутствующей инфраструктурой для его эксплуатации.

ВЫБОР МАТЕРИАЛА МИШЕНИ

Основной технической проблемой при создании КРД является выбор материала мишени с достаточно высокой скоростью детонационного горения и полной газификации, обеспечивающего полную бесосколочную газификацию мишени при контакте с фрагментом КМ в пределах рабочего объёма отражателя

КРД, а также высокую степень передачи кинетической энергии фрагмента КМ продуктам газификации мишени.

Существует два основных возможных варианта (рис. 2).

Оптимальным для конструкции КРД является вариант, когда скорость детонационного горения материала мишени D превышает скорость столкновения мишени с фрагментом КМ V . В этом случае фронт горения опережает движение ударника, и его торможение осуществляется в плотных продуктах газификации аналогично торможению метеорита в атмосфере. При этом достигается значительная полнота передачи кинетической энергии фрагмента КМ продуктам газификации и его интенсивное торможение, а процесс газификации мишени завершается в небольшом объёме. Это, в свою очередь, позволяет использовать отражатели простой, лёгкой и компактной плёночной конструкции, подобные, например, тормозному парусу экспериментального космического аппарата InflateSail (Viquerat et al., 2015). Проблема заключается в том, что эффективное использование КРД возможно и целесообразно при скоростях столкновения более 10 км/с (в исключительных случаях до 16 км/с), в то время как для большинства применяемых в ракетно-космической технике видов твёрдого ракетного топлива, а также взрывчатых веществ, скорость детонационного горения не превышает 9 км/с (Цуцурян и др., 1999).

Однако данная проблема представляется в целом решаемой. Ряд моделей детонационного горения (Серов, 2010 и др.) допускают возможность достижения за счёт использования присадок скорости детонации до 14 км/с и, возможно, выше.

В случае использования для изготовления мишени известных современных материалов возможен другой вариант взаимодействия мишени с ударником, когда скорость детонационного горения материала мишени D значительно ниже скорости столкновения V . В этом случае происходит столкновение твёрдых тел с образованием в мишени ударного кратера и возможным выбросом обломков и дальнейшее детонационное горение мишени по внутренней поверхности кратера. В этом случае также возможно эффективное торможение фрагмента КМ и передача его кинетической энергии веществу мишени. Однако при этом мишени также полностью передаётся импульс, что приводит к торможению мишени и её отбрасыванию «назад» в системе координат, связанной с условно неподвижным КА. При этом газификация мишени завершается далеко позади точки столкновения.

Это приводит к нежелательному усложнению конструкции отражателя. Его длина от точки расположения мишени до собственно отражающей оболочки значительно увеличивается, придавая отражателю сходство с изображениями проектов гипотетической «аннигиляционной фотонной ракеты» середины XX в. При относительно небольшом давлении продуктов газификации мишени на оболочку возможно её изготовление из очень тонких плёнок, и увеличение линейных размеров конструкции КРД вряд ли будет критично с точки зрения его массовых характеристик.

Но при этом значительно усложняется проблема укладки и последующего гарантированного развёртывания отражателя, что критично с позиций надёжности, простоты, технологичности и низкой стоимости конструкции, особенно при массовом производстве.

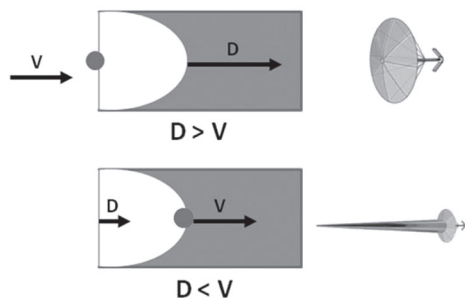


Рис. 2. Влияние скорости детонационного горения материала мишени КРД на конструкцию отражателя

Кроме того, условия эксплуатации накладывают дополнительные требования на материал мишени. Материал не должен детонировать при типичных вибрационных, ударных и тепловых нагрузках при запуске (что связано с условиями допуска КА на ракету-носитель). Материал не должен детонировать при солнечном нагреве до срабатывания КРД как минимум при совершении КА одного полного орбитального витка (т. е. при температуре до $+300\text{ }^{\circ}\text{C}$ более получаса). При этом исключены технические решения типа помещения мишени в защитный корпус, так как негазифицированные осколки корпуса могут не решить, а дополнительно усложнить проблему мелкого КМ. В оптимальном случае материал мишени должен обладать способностью к детонации только при очень значительных ударных нагрузках (соответствующих столкновению при относительной скорости порядка нескольких километров в секунду), но не в обычных условиях. Помимо решения задач безопасности хранения и запуска КА с КРД это исключает возможный криминальный интерес к материалу мишени при его массовом производстве. Материал должен быть химически и физически стабильным как при длительном хранении, так и при кратковременном нахождении в космическом пространстве без контейнера (в частности, мишень не должна растрескиваться на части). При этом материал мишени должен быть достаточно дешёвым, технологичным и обеспеченными ресурсной базой для синтеза и последующего массового применения.

Следует отметить, что в настоящее время существует экспериментальная база (Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого) для исследования и отработки процессов столкновения сверхлёгкого ударника с мишенью при скорости столкновения до 15 км/с и, возможно, выше (Воробьев и др., 2011). Лётные испытания материала мишени в реальных условиях космического пространства могут быть осуществлены в рамках параллельных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) по защите крупных и ценных КА в соответствии с патентом РФ RU 2 374 150 С1 (Новосельцев, 2009).

ВЫБОР ГЕОМЕТРИИ МИШЕНИ

Конструкция отражателя и эффективность КРД в целом определяется не только материалами мишени, но и её геометрической формой. Здесь также возможны два предельных случая (рис. 3).

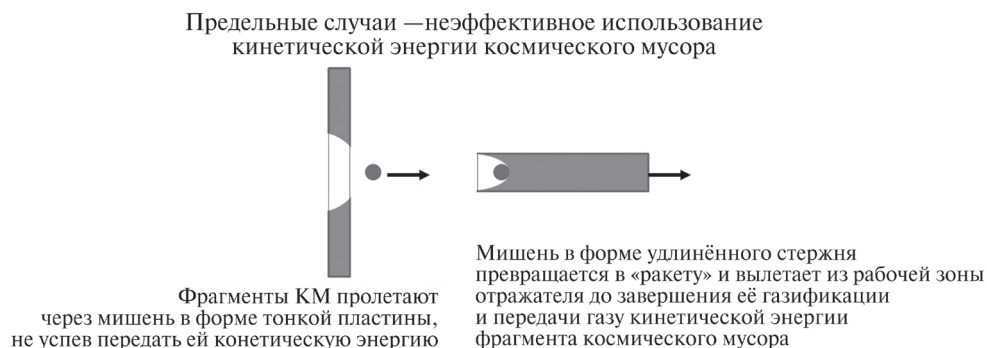


Рис. 3. Влияние геометрии мишени КРД на конструкцию отражателя

Мишень, подобная тонкой пластине, пробивается фрагментом КМ насквозь. При этом может происходить химический взрыв и газификация материала мишени за счёт её горения, и КРД в результате этого способен развить некоторую тягу в диапазоне от нескольких процентов до десятков процентов от расчётной, но она недостаточна для выполнения запланированного манёвра. Сколько-нибудь заметного торможения фрагмента КМ за счёт передачи его кинетической энергии мишени также не происходит, и он по-прежнему представляет потенциальную угрозу для других КА.

Мишень, подобная удлинённому в направлении полёта стержню, способна эффективно затормозить фрагмент КМ, поглотив при столкновении его кинетическую энергию вплоть до полной остановки. При этом задача утилизации КМ выполняется. Но при большом удлинении мишени даже при высокой скорости детонационного горения, превосходящей скорость столкновения, горение мишени от точки столкновения может представлять собой относительно длительный процесс, подобный действию ракетного двигателя твёрдого топлива с торцевым горением. При этом за счёт истечения продуктов газификации с переднего (по курсу) конца стержня развивается некоторая реактивная тяга, смещающая мишень относительно отражателя от точки столкновения в направлении, противоположном направлению полёта. Таким образом, даже при оптимальном составе материала мишени размеры отражателя могут существенно увеличиваться подобно случаю «медленного» детонационного горения, приводя к описанным выше конструктивным проблемам.

Следует отметить, что минимальный диаметр мишени, при котором возможно её детонационное горение ($d_{кр}$), ограничен, и для современных видов твёрдого ракетного топлива и взрывчатых веществ составляет от 1...3 мм (гексоген, октоген) до 20...30 мм (баллистинное твёрдое ракетное топливо) (Щуцурин и др., 1999).

ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ И ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЯЕМОГО СТОЛКНОВЕНИЯ

Использование неуправляемых фрагментов КМ в КРД вместо управляемых «зондов» в «классической» версии КРД требует исключительно точных данных об их массе и координатах. Но решение данной задачи для всего массива КМ в околоземном пространстве в любом случае является актуальным для ближайшего времени, как минимум для обеспечения заблаговременных манёвров уклонения особо ценных КА. Так, по имеющимся данным, космический лазерный локаатор (дальномер) «Сажень-ТМ-Д» имеет дальность действия до 25 000 км при среднеквадратической погрешности измерения дальности не более 5 мм (Podvysotsky, 2013). Проблема заключается в необходимости создания лёгких, дешёвых, технологичных и компактных конструкций для массового производства КА с КРД. Отчасти данная проблема может быть решена за счёт тщательного предварительного планирования взаимодействия мишени и фрагмента КМ. По имеющимся данным, в частности, использование программного комплекса «Космический навигатор» (Гремячих и др., 2019) даже при значительной погрешности определения координат и скорости фрагмента КМ позволяет планировать как эффективные манёвры уклонения КА от КМ, так и их столкновение с высокой вероятностью. Учитывая, что использование КРД для утилизации КМ планируется на замкнутых околоземных орбитах, в случае «промаха» существует возможность коррекции положения КА с КРД для организации столкновения на следующем витке.

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ

Как отмечалось выше, в качестве одной из основных областей практического применения данного КРД могут рассматриваться межорбитальные манёвры сверхмалых КА, в том числе формата StarChip массой менее 10 г. Подобные КА уже были протестированы в условиях реального космического полёта. Так, в рамках инициативы NASA (National Aeronautics and Space Administration) по запуску CubeSat 17 ноября 2018 г. в США на борту грузового КА Cygnus NG-10 был запущен спутник KickSat-2 формата 3U CubeSat, содержащий 104 фемто-КА Sprite формата StarChip.

Однако условия использования КРД за счёт утилизации КМ предполагают организацию запланированных столкновений с единичными фрагментами КМ на заданных траекториях в заданные моменты времени, что предусматривает не групповой, а индивидуальный запуск таких КА. Возможность запуска их в качестве попутной нагрузки современным коммерческими ракетами-носителями весьма ограничена как по стартовым окнам, так и числу возможных запусков, а необходимость дальнейшего распределения их по заданным орбитам современными межорбитальными буксирами на химическом топливе практически компенсирует позитивный экономический эффект от утилизации энергии КМ.

Сверхлёгкие ракеты-носители практически отсутствуют на современном рынке пусковых услуг. Так, одним из российских стартапов планируется освоение к 2022 г. сверхлёгкой твёрдотопливной 4-ступенчатой ракеты-носителя «Ахиллес» с минимальной массой полезной нагрузки от 20 кг при стоимости пусковых услуг от 9800 долл. США за 1 кг полезной нагрузки на низкой околоземной орбите. Однако для КА формата StarChip даже данная масса полезной нагрузки является избыточной, а при меньшей массе эксплуатация ракет данного типа нерентабельна.

Проблема может быть решена при массовом освоении сверх дешёвых гиперлёгких систем запуска КА новых типов, в том числе воздушно-реактивных (с комбинированными двигательными установками типа ракетно-прямоточных двигателей), с воздушным стартом (с высотных аэростатов, дирижаблей или самолётов, в том числе для множественного запуска по принципу современного авиационного ракетного вооружения), а также, возможно, ствольных артиллерийских систем или электромагнитных ускорителей или средств выведения с использованием ещё более экзотических принципов (лазерных и т. п.) для данных типов полезной нагрузки.

ОБЛАСТИ ЦЕЛЕСОБРАЗНОГО ПРИМЕНЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

К настоящему времени более 60 лет успешно применяются космические двигательные установки КА на жидком химическом топливе. При всех указанных выше преимуществах использования кинетической энергии КМ в сравнении с химическими топливами, освоение полномасштабных конструкций КРД сопоставимой тяги и экономической эффективности потребует решения целого ряда инженерных проблем, включая развёртывание отражателя больших размеров с системой подвески КА в околоземном пространстве (при влиянии верхней атмосферы, электростатических и электромагнитных эффектов и приливных сил), а также точное регулирование тяги.

В то же время, освоение массового производства и применения сверхмалых КА требует использования соответствующих двигательных установок. Масштабирование известных конструкций химических ракетных двигателей «вниз»

за счёт влияния ряда эффектов (пограничных слоёв, особенностей теплообмена и т. п.), приводит к снижению их характеристик. Такие микродвигатели (Якутин, 2011 и др.), как правило, на однокомпонентном топливе значительно уступают в эффективности типичным современным двигателям на химическом топливе. При этом многие элементы конструкции (топливные баки, элементы системы вытеснительной подачи топлива, обвязка и запорно-регулирующая арматура и т. п.) также будут иметь значительную избыточную массу.

В этом случае применение КРД простых конструкций с компактным отражателем может быть целесообразным.

Возможная оптимальная область применения КРД, действующего за счёт утилизации фрагментов КМ, приведена на рис. 4.

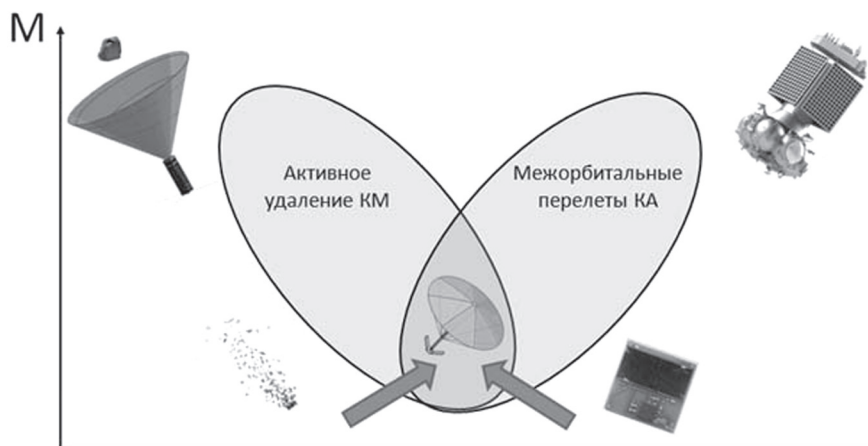


Рис. 4. Возможная оптимальная область применения КРД для утилизации мелких фрагментов КМ

Так, для устранения потенциальных угроз для КА со стороны крупных фрагментов КМ, включая неисправные КА и их модули, могут быть использованы многочисленные варианты, предполагающие захват, транспортировку в атмосферу или на орбиты захоронения, торможение с помощью различных тормозных устройств, удалённое воздействие (лазерным излучением и т. п.) и иные способы, а также частичную или полную переработку специализированными КА.

Для межорбитальных манёвров крупных КА целесообразно использовать современные межорбитальные буксиры и разгонные блоки на химическом ракетном топливе, а в дальнейшей перспективе — также ядерными или солнечными электрореактивными двигательными установками.

В то же время для межорбитальных манёвров сверхмалых КА и утилизации мелких фрагментов КМ может быть целесообразно применение представленного выше КРД.

Возможны и комбинированные варианты применения сверхмалых КА с КРД описанного типа для удаления крупных фрагментов КМ. Для этого межорбитальный манёвр КА специальной конструкции с КРД осуществляется таким образом, чтобы обеспечить его сближение с крупным фрагментом КМ и закрепление на нём либо на поверхности, либо удалённое (например, с помощью гарпуна на тросе). После чего КА осуществляет торможение крупного фрагмента КМ, используя развёрнутый отражатель КРД в качестве тормозного парашюта по аналогии с проектом InflateSail (Viquerat et al., 2015).

ДАЛЬНЕЙШИЕ ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Общая масса и численный состав КМ и особенно труднодоступной для наблюдения мелкой фракции всё ещё с трудом поддаются оценке.

По имеющимся данным (Каширин, 2016 и др.), в последние годы наблюдается интенсивный рост численности КА, включая малые нано- и пико- (массой 0,1...1,0 кг) спутники, при одновременном характерном снижении их единичной массы. В дальнейшем можно прогнозировать лавинообразный рост числа сверхмалых КА, в том числе формата StarChip, и их группировок, принадлежащих как юридическим, так и физическим лицам, как разновидностей электронных устройств массового использования (так называемых «гаджетов»).

Как отмечалось выше, большую часть располагаемого КМ массой более 7000 т составляют мелкие фрагменты. Однако с учётом требований к траекториям фрагментов КМ для организации необходимых манёвров множественных КА с КРД этот располагаемый запас может оказаться недостаточным.

В настоящее время преобладает тенденция воспринимать явление фрагментации КМ с образованием мелкой фракции как исключительно негативное и рассматривать в основном в контексте возникновения цепной реакции фрагментации КМ (так называемого «эффекта Кесслера») в пессимистических прогнозах разной степени апокалиптичности. Однако массовое использование мелких фрагментов КМ для создания многочисленных группировок сверхлёгких КА с КРД может значительно сократить количество мелкой фракции КМ, после чего возникнет вопрос обеспечения возможности дальнейшего пополнения этих группировок КА.

В этой связи ожидается изменение принципов удаления крупных фрагментов КМ с помощью специализированных КА-сборщиков. Возможна доставка таких фрагментов на целевые орбиты и их последующая утилизация в форме управляемой фрагментации на фрагменты необходимой единичной массы для последующего использования в КРД. В этой связи на текущем этапе работ по предотвращению потенциальных угроз КМ может быть целесообразным не уничтожение выработавших ресурс КА, верхних ступеней ракет-носителей и других крупных фрагментов КМ в атмосфере Земли, а аккумуляция их на выделенных орбитах захоронения для последующего использования их массы в КРД указанным способом.

При дальнейшем росте необходимой численности космических группировок сверхмалых КА может оказаться недостаточной и вся располагаемая масса КМ, либо для ряда траекторий части фрагментов КМ может быть нецелесообразным их использование для организации работы КРД. В этом случае возможно пополнение массы ударников, необходимых для работы КРД, за счёт массовой доставки на необходимые орбиты мелких фракций фрагментов естественного лунного грунта (процесс представлен, в частности, на картине А. К. Соколова «Доставка материалов с Луны методом взрыва» (Леонов, Соколов, 1981)).

В более отдалённой перспективе возможно использование результатов практической реализации проектов КРД для утилизации КМ и сформированного научно-технического задела при проектировании импульсных ядерных двигателей типа «Медуза», а также освоении перспектив использования в КРД естественных тел Солнечной системы, в том числе метеороидного и астероидного вещества (например, при организации разведки запасов и промышленной добычи минеральных ресурсов из астероидного вещества) и фрагментов мелкообломочных колец планет и спутников.

О СОДЕЙСТВИИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА КИНЕТИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

С учётом актуальности представленного предложения по утилизации мелких фрагментов КМ в КРД для межорбитальных манёвров КА, его соответствия критериям системной экологии и рационального использования ресурсов, представляется целесообразным включение соответствующего направления в тематику исследований и проектов Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы».

Также целесообразно предоставление поддержки в форме грантов для осуществления серии поисковых и прикладных НИОКР по данной теме со стороны профильных отечественных институтов развития (прежде всего, Фонда перспективных исследований), а также в рамках программ международного сотрудничества.

Предлагается рассмотреть возможность реализации ряда НИОКР по утилизации мелких фрагментов КМ в КРД (в первую очередь, по подготовке и проведению лётных испытаний прототипов КРД в реальных условиях космического пространства) в рамках мероприятий Федеральной космической программы России на 2016–2025 гг., утверждённой постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230, по созданию «параметрических рядов двигательных установок средств выведения и КА на экологическом топливе».

ЛИТЕРАТУРА

- Баркова М. Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Тр. МАИ. 2018. Вып. 103. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/46f/Barkova_rus.pdf?lang=en&issue=103.
- Верёвкин А. П., Селезнев С. Б. Утилизация попутного нефтяного газа на основе электрогенерации: проблемы и решения // Нефтегазовое дело. 2015. Т. 13. № 1. С. 56–62.
- Воробьев А. А., Зыкова Т. С., Спицын Д. Д., Удинцев Р. Д., Яневский В. Д., Казанцев С. Г. Моделирование воздействия микрометеоритов и фрагментов космического мусора на космические аппараты // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 120. С. 27–30.
- Гремячих Л. И., Зеленов Д. А., Казеев Н. А., Устюжанин А. Е. Космический навигатор: программный комплекс для оптимизации маневров КА, предотвращающих столкновения // Всерос. конф. с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы»: сб. тез. Москва, ИКИ РАН, 17–19 апр. 2019. С. 61. URL: <http://www.inasan.ru/wp-content/uploads/2019/04/Abstract-book.pdf>.
- Каширин А. В., Глебанова И. И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. № 7. С. 855–867. URL: <https://moluch.ru/archive/111/27386/>.
- Леонов А., Соколов К. Жизнь среди звезд. М.: Молодая гвардия, 1981. 160 с.
- Новосельцев Д. А. Способ защиты космических аппаратов. Патент РФ RU 2 374 150 С1. 27.11.2009. Бюл. № 33. URL: <http://www.freepatent.ru/images/patents/89/2374150/patent-2374150.pdf>.
- Подвысоцкий В. В. Некоторые способы использования космического паруса. 2014. 22 с. URL: <http://lnfm1.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/86.pdf>.
- Серов Ю. Л. Скоростные пределы детонации взрывчатых веществ с позиции резонансной плазмодинамики. Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии: сб. науч. ст. Киев: НПКВ «Триакон», 2010. Вып. 1(3). С. 131–137.
- Цуцуран В. И., Петрухин Н. В., Гусев С. А. Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив: учеб. М.: МО РФ, 1999. 332 с.

- Якутин А. В.* Исследование рабочих процессов в микродвигательных установках // Электр. журн. Тр. МАИ. 2011. Вып. 45. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/26d/issledovanie-rabochikh-protsessov-v-mikrodvigatelnykh-ustanovkakh.pdf>.
- Dyson F. J.* Search for Artificial Stellar Sources of Infrared Radiation // Science. 1960. V. 131. Iss. 3414. P. 1667–1668.
- In quest to reach Alpha Centauri, Breakthrough Starshot launches world's smallest spacecraft // Breakthrough Initiatives. July 26, 2017. URL: <https://breakthroughinitiatives.org/news/12>.
- Kennedy R. G., Kenneth R. I., Fields D. E.* Dyson Dots: Changing the Solar Constant to a Variable with PV Lightsails // Acta Astronautica. 2013. V. 82. Iss. 2. P. 225–237.
- Lan Lei, Li Jingyang, Baoyin Hexi.* Debris Engine: A Potential Thruster for Space Debris Removal. 2015. URL: <https://arxiv.org/abs/1511.07246>.
- Panov A.* On the possibility of using the Podvysotsky kinetic engine for flights within the Solar system and to create an interstellar probe // Space Colonization J. 2014. Iss. 5.
- Podvysotsky V. V.* Theoretical Study of the Possibility of Creating Kinetic Jet Engine // Перспективы науки. 2013. № 4(43). С. 56–66. URL: [http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4\(43\)-2013.pdf](http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/43/science-prospects-4(43)-2013.pdf)
- Podvisotsky V.* Kinetic jet engine mode of application // Space Colonization J. 2015. Iss. 2. P. 1–16.
- Solem J. C.* Some New Ideas for Nuclear Explosive Spacecraft Propulsion. LA-12189-MS, October 1991. URL: <https://fas.org/sgp/othergov/doe/lanl/docs1/00189777.pdf>.
- Viquerat A., Schenk M., Lappas V.* Functional and Qualification Testing of the InflateSail Technology Demonstrator // 2nd AIAA Spacecraft Structures Conf. AIAA SciTech Forum, 5–9 Jan. 2015. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2015-1627>.

ON THE POSSIBILITY OF RATIONAL UTILIZATION OF FRAGMENTS OF NEAR-EARTH SPACE DEBRIS USING KINETIC JET ENGINES

D. A. Novoseltsev

Noncommercial partnership “Siberian mechanical engineering” (NP SibMach), Omsk, Russia

The possibility of using space debris fragments as an external source of energy for spacecraft maneuvers (including ultra-small StarChip type) with the use of a kinetic jet engine is considered as the most rational option of economically feasible its utilization.

Keywords: space debris, kinetic jet engine, kinetic energy, collision, chemical-kinetic explosion, detonation combustion, gasification, target, reflector, spacecraft, StarChip, interorbital maneuver

Novoseltsev Dmitry Alexandrovich — general director, PhD, danovoseltsev@mail.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А. А. Сеницына, В. Д. Беляева, А. П. Преображенский, Я. Е. Львович

Автономная некоммерческая образовательная организация высшего образования Воронежский институт высоких технологий (АНОО ВО ВИВТ), Воронеж, Россия

Работа связана с построением математических моделей, позволяющих осуществлять интегральным образом оценку эффективности и проведения кластерной структуризации совокупности — объектов космического мусора. Приведены основные этапы решения задачи, базирующиеся на оптимизационных процедурах.

Ключевые слова: космический мусор, математическая модель, алгоритм, оптимизация

Уже более 60 лет осуществляются запуски спутников на околоземные орбиты (Клугер, 2011). Но последствия этих запусков неизбежно связаны с возникновением космического мусора (КМ). Огромные массы такого мусора представляют большую опасность. Существуют различные способы решения проблем КМ.

В данной работе средства (объекты), предназначенные для улавливания КМ, предлагается объединять в определённую сетевую структуру. Эффективность функционирования сформированной сетевой структуры определяется тем, насколько эффективно будет взаимодействовать и развиваться каждый из её объектов. Для того чтобы осуществлять контроль и управление по эффективности таких действий, необходимо проводить мониторинг работы объектов относительно множества показателей. По результатам наблюдений можно проводить ранжирование объектов относительно достигнутого уровня эффективности и принимать решение о редуцировании сети и перераспределении ресурсного обеспечения.

Эффективность систем, характеризующихся кластерной структурой, определяется следующими факторами:

- степенью зависимости результатов, получающихся при кластерной структуризации, от типа структур и параметров в математических моделях, описывающих интегральное оценивание эффективности рассматриваемой совокупности объектов;
- необходимостью учёта при процессах группирования объектов в кластерные объединения альтернативных подходов для формирования граничных условий;
- возможностями получения эффективных характеристик объектов в кластерной структуре в процессах редукиции множества объектов, при этом учитывается перераспределение ограниченных ресурсов;
- существованием интегрированной информационно-мониторинговой среды, за счёт которой обеспечивается возможность достоверных оценок эффективности работы анализируемого класса систем и осуществления выбора рациональных механизмов, позволяющих управлять их развитием.

В работе предлагаются математические модели, связанные с интегральным оцениванием эффективности и осуществления кластерной структуризации по объектам в подобной сети. Для того чтобы мониторинговая информация была

Сеницына Алена Алексеевна — студентка, gorbenkoon@yandex.ru

Беляева Виктория Дмитриевна — студентка, gorbenkoon@yandex.ru

Преображенский Андрей Петрович — проф., д-р техн. наук, app@vivt.ru

Львович Яков Евсеевич — проф., д-р техн. наук, komkovivt@yandex.ru

трансформирована, необходимо проведение многовариантного выбора по моделям, осуществляющим интегральные оценки с учётом достоинств и недостатков применяемых моделей, которые будут характеризовать особенности требований задач, связанных со структуризацией по кластерам.

Трансформация мониторинговой информации связана со следующим.

Эффективная система объектов с кластерной структурой формируется в зависимости от того, какие применяются способы реализации связи управляющего центра и анализируемых объектов:

- число объектов в кластерах уменьшается за счёт поглощения объектами в кластерах-лидерах, поэтому происходит редукция подмножества объектов и их нумерация трансформируется в другую нумерацию;
- эффективность работы объектов растёт за счёт выделения дополнительной составляющей ресурса R , это определяет межкластерное перемещение объектов, и их нумерация трансформируется в другую нумерацию.

На первом этапе многоэтапного решения задачи сеть средств улавливания мусора редуцируется с целью выравнивания эффективности работы этих объектов и повышения уровня нижней оценки целевой функции (Измаилов, Солодов, 2008).

С тем, чтобы осуществить решение такой задачи, мы применяли интеграционный механизм: среди кластеров, которые относятся к нижнему уровню целевой функции, определяемому в ходе формулировки оптимизационной задачи, выбирается соответствующее подмножество объектов $O_t (t = \overline{1, T})$, имеющих низкие интегральные оценки целевой функции $Y_t (t = \overline{1, T})$. Есть возможность поглощения этих объектов объектами-лидерами, для которых характерен высокий уровень интегральной оценки $Y_l (l = \overline{1, L})$, $L = T$, $Y_l \gg Y_t$. Для нового объекта существует интегральная оценка целевой функции $Y_{lt} = f(Y_l, Y_t) < Y_l$, ($l = \overline{1, L}$, $t = \overline{1, T}$). Она связана с тем, что при продолжении интеграционного процесса по редуцированной системе происходит выделение новой группы объектов-лидеров, происходит формирование нового множества объектов и задачу необходимо вновь решать.

Можно говорить об оптимизационной задаче: требуется, чтобы было создано такое поглощение для каждого из объектов O_t по объектам O_l , чтобы обеспечить рост уровня нижних оценок. Также следует обеспечить минимизацию интегральной оценки Y_i^M по объектам-лидерам. Тогда можно говорить о бикритериальной оптимизационной модели, в которой применяются булевы переменные:

$$x_{lt} = \begin{cases} 1, & \text{когда объектом } O_l \text{ происходит поглощение объекта } O_t, \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

целевые функции

$$\sum_{l=1}^L \sum_{t=1}^T (Y_l - Y_{lt} x_{lt}) \rightarrow \min, \quad (1)$$

$$\min_{1 \leq l \leq L} \left(\sum_{t=1}^T Y_{lt} x_{lt} \right) \rightarrow \max, \quad (2)$$

а также ограничения

$$\sum_{t=1}^T x_{lt} = 1, \quad t = \overline{1, T}, \quad \sum_{l=1}^L x_{lt} = 1, \quad l = \overline{1, L}, \quad x_{lt} \in \{0, 1\}, \quad t = \overline{1, T}, \quad l = \overline{1, L}. \quad (3)$$

На следующем этапе выбирается двухшаговый механизм, связанный с распределением ресурсного обеспечения: вначале между кластерами, а затем среди объектов оптимизированной сетевой структуры. Ресурс должен быть распределён среди кластеров в рамках принципа обратных приоритетов, при этом учитываются суммарная потребность объекта в кластере и приоритет по каждому кластеру, который создан в системе. Можно ориентироваться на комбинированный механизм, позволяющий оптимизировать сетевую систему (Каплинский и др., 1991). В результате объекты в кластерах оказываются разбитыми на две группы. В первую включаются объекты, близкие по показателям к объектам-лидерам. В состав другой группы включаются объекты, которые в дальнейшем будут поглощены объектами-лидерами.

Обозначим через $R_m (m = \overline{1, M})$ распределение ресурса R среди кластеров. При этом применяется принцип обратных приоритетов с учётом общей потребности объектов в кластере, а также значения приоритетов в каждом кластере, который существует в системе. Ресурсы внутри кластеров делятся на поддерживающие R_m^1 и развивающие R_m^2 . Распределение поддерживающего ресурса осуществляется с точки зрения принципа обратных приоритетов с учётом потребностей объектов и величины интегральных оценок эффективности. Распределение второго вида ресурса основано на оптимизационном подходе, при котором происходит повышение значения эффективности объектов $O_{t_m} (t_m = \overline{1, T_m}, m = \overline{2, M})$ относительно j -го показателя. Этот показатель является наиболее близким по отношению к среднему значению данного показателя относительно кластера $m = 1$ в объектах-лидерах. С этой целью вводится коэффициент, показывающий близость значений j -го показателя по объекту $O_{t_m} (t_m = \overline{1, T_m}, m = \overline{2, M})$ и значений этого показателя в объектах-лидерах:

$$a_{t_m j} = \frac{y_{t_m j}}{\bar{y}_{1j}},$$

где \bar{y}_{1j} — среднее значение j -го показателя по объектам в первом кластере. Проводится расчёт булевых переменных

$$x_{t_m j} = \begin{cases} 1, & \text{когда для объекта } O_{t_m} \text{ идет выделение развивающего ресурса,} \\ & \text{чтобы повышать эффективность по } j\text{-му показателю,} \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

$$t_m = \overline{1, T_m}, \quad j = \overline{1, J}.$$

Тогда оптимизационная модель для объектов m -го кластера имеет следующий вид:

$$\sum_{t_m=1}^{T_m} \sum_{j=1}^J a_{t_m j} x_{t_m j} \rightarrow \max, \tag{4}$$

$$\sum_{t_m=1}^{T_m} \sum_{j=1}^J r_{t_m j} x_{t_m j} \leq R_m^2, \tag{5}$$

$$\sum_{j=1}^J x_{t_m j} = 1, \quad t_m = \overline{1, T_m}, \tag{6}$$

$$x_{t_m j} \in \{0, 1\}, \quad t_m = \overline{1, T_m}, \quad j = \overline{1, J}.$$

Основные шаги процедуры, связанной с экспертно-оптимизационным моделированием кластерного разделения анализируемых объектов в системе, следующие:

- 1) формирование мониторинговой информации об объектах в системе;
- 2) расчёт интегральных оценок объектов;
- 3) проведение ранжирования объектов по величинам интегральных оценок;
- 4) разделение множества объектов экспертами по заданному числу кластеров по граничным значениям;
- 5) формирование множества объектов соседних кластеров;
- 6) расчёт оценок эффективности объектов относительно базовых показателей;
- 7) формирование оптимизационной модели;
- 8) реализация рандомизированного поиска;
- 9) построение наглядно-образной модели, демонстрирующей кластерное разделение;
- 10) сравнение экспертом альтернативных вариантов разделения соседних кластеров;
- 11) формирование множества объектов в зоне несовпадения эвристического и оптимизационного решения;
- 12) принятие окончательного варианта распределения кластеров.

Для того чтобы осуществить это решение, мы предлагаем применять генетический алгоритм (ГА) (Емельянов и др., 2003). Пусть N — размер популяции ГА, T — максимальное число поколений, P_t — текущая популяция.

Общую схему функционирования генетического алгоритма при решении задачи многокритериальной оптимизации запишем таким образом:

- 1) формирование начальной популяции. Предполагается $P_0 = \emptyset$ (начальная популяция), $t = 0$ ($t = 0, \dots, T$) и для $i = 1, \dots, N$ делается выбор индивида i при допустимом генотипе и добавляется к множеству P_0 ($P_0 = P_0 + \{i\}$);
- 2) проведение оценки особей популяции. По каждому индивиду i в популяции делается вычисление вектора значений целевых функций $F(i)$. На его основе при помощи определённого метода проводится расчёт скалярного значения приспособленности $f(i)$;
- 3) проводится процесс отбора (селекции);
- 4) процесс скрещивания;
- 5) процесс мутации;
- 6) процесс формирования новой популяции;
- 7) если по популяции нет сходимости, то возврат к п. 2, иначе — *останов*; результат решения задачи — множество всех недоминируемых индивидов, найденных в процессе выполнения алгоритма.

Для того чтобы провести построение комбинированного алгоритма, который будет ориентирован на задачу оптимизации структурной эффективности рассматриваемых систем, мы опираемся на следующие методы.

В методе VEGA (Vector Evaluated Genetic Algorithm) в качестве величины приспособленности рассматривается значение одной из целевых функций задачи. Механизм, связанный с отбором, является турнирным, по каждому из критериев в отдельности. Вследствие этого метода популяция будет заполняться равными долями индивидов, которые отобраны по каждому из критериев. Если есть два критерия, то в популяции будет содержаться половина решений, которые отобраны на основе первого критерия, и половина решений, которые отобраны на основе второго критерия.

В методе FFGA (Fonseca and Fleming's Genetic Algorithm) применяется в качестве значения приспособленности величина, обратная рангу индивида. Ранг каждого индивида будет определён как число индивидов, которые доминируют его в данной популяции. Механизм отбора является турнирным.

В методе NPGA (Niched Pareto Genetic Algorithm) также применяется турнирный отбор, который базируется на следующей идее проведения оценки приспособленности: сравниваются два произвольных индивида, приспособленность будет выше для того, который будет являться недоминируемым по текущей популяции. Когда оба индивида одновременно образом являются доминируемыми или недоминируемыми, то из них более приспособленным будет назначен тот, который будет являться более изолированным (рядом ним меньше других индивидов популяции).

В методе SPEA (Strength Pareto Evolutionary Algorithm) применяется внешнее рекордное множество S , в котором хранятся все недоминируемые индивиды, найденные на предыдущих этапах алгоритма.

При процессах скрещивания и мутации для многокритериального ГА могут быть применены стандартные генетические механизмы. Для рассматриваемой задачи в качестве одного из возможных вариантов при реализации оператора скрещивания можно рассматривать так называемый изменённый кроссовер (Батищев, 1995). Работа такого кроссовера может быть описана следующим образом. Делается выбор случайной точки сечения; затем происходит копирование левой части (до точки сечения) первого родителя в первого потомка; далее происходит копирование в правую часть первого потомка генов из правой части (после точки сечения) второго родителя. Если такие гены уже есть в потомке, то делается их пропуск, а затем незаполненные гены первого потомка будут дополнены за счёт недостающих генов первого родителя, по возможности теми, которые находятся на тех же позициях — локусах хромосомы. Использовать аналогичный алгоритм можно, когда формируется второй потомок (только начало будет братья от второго родителя) (Каширина и др., 2015).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе дана характеристика систем объектов космического мусора с кластерной структурой и эффективности их функционирования. Предложен подход, связанный с многовариантным моделированием эффективности анализируемых объектов сетевой системы, дающий возможность для множества моделей построения интегральной оценки сделать выбор варианта, который в наибольшей степени ориентирован требования кластерной структуризации. Проведены исследования возможностей математического моделирования кластерной структуризации анализируемых по множеству показателей эффективности на основе генетического алгоритма.

ЛИТЕРАТУРА

- Батищев Д. И.* Генетические алгоритмы решения экстремальных задач. Воронеж: ВГТУ, 1995. 229 с.
- Емельянов В. В., Курейчик В. В., Курейчик В. М.* Теория и практика эволюционного моделирования. М.: Физматлит, 2003. 432 с.
- Измаилов А. Ф., Солодов М. В.* Численные методы оптимизации. М.: Физматлит, 2008. 320 с.
- Каплинский А. И., Русман И. Б., Умывакин В. М.* Моделирование и алгоритмизация слабоформализованных задач выбора наилучших вариантов систем. Воронеж: ВГУ, 1991. 168 с.

Каширина И. Л., Львович Я. Е., Сорокин С. О. Модели и численные методы оптимизации формирования эффективной сетевой системы с кластерной структурой // Информ.-мат. технологии. 2015. № 9. С. 657–661.

Клугер Д. Космический мусор продолжает падать мне на голову. 2011. URL: <http://inosmi.ru/world/20111011/175809280.html>.

MODELING AND OPTIMIZATION OF SYSTEMS CLEANING SPACE DEBRIS

A. A. Synitsina, V. D. Belyaeva, A. P. Preobrazhenskiy, Ya. E. Lvovich

Autonomous non-profit educational organization of higher education Voronezh Institute of high technologies (ANOO VO VIVT), Voronezh, Russia

This work is related to the construction of mathematical models that allow to evaluate the efficiency and cluster structuring relative to the set of space debris objects in an integral way. The main stages of solving the problem based on optimization procedures are given.

Keywords: space debris, mathematical model, algorithm, optimization

Synitsina Alyona Alexeevna — student, gorbenkoon@yandex.ru

Belyaeva Victoriya Dmitrievna — student, gorbenkoon@yandex.ru

Preobrazhenskiy Andrey Petrovich — prof., doctor of technical sciences, app@vivt.ru

Lvovich Yakov Evseevich — prof., doctor of technical sciences, komkovvivt@yandex.ru

К71 Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы:
сб. тр. / под ред. Л. М. Зеленого, Б. М. Шустова. М.: ИКИ РАН, 2019. 236 с.
(Сер. «Механика, управление и информатика»)

Подписано в печать 09.09.2019

Формат 70×100/16. Усл. печ. л. 19,18. Тираж 200. Заказ 4178

Издатель: Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)
117997, Москва, Профсоюзная ул., 84/32

Редакторы: *Левкина П. А., Федяев К. С.*

Компьютерная вёрстка: *Комарова Н. Ю.*

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

Отдельные статьи даны в авторской редакции.

Качество иллюстраций соответствует предоставленному авторами материалу.

Электронная версия сборника размещена на сайте ИКИ РАН:

<http://www.iki.rssi.ru/print.htm>

и Российской научной электронной библиотеки:

<http://elibrary.ru/>